

Integridad y tolerancia a fallos en sistemas de aviónica



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

Hèctor Usach Molina
Universitat Politècnica de València

Máster de Automática e Informática Industrial

Valencia, 2014

Resumen

La evolución de los sistemas de navegación y la cantidad de equipos embarcados en las aeronaves modernas ha impuesto un cambio en la definición de los procedimientos de vuelo y de los requerimientos sobre la aeronave y la tripulación.

En la navegación basada en prestaciones, el proceso de navegación deja de estar vinculado a un sensor específico para imponer unas especificaciones de precisión que la aeronave debe cumplir a través del equipo embarcado. Esto implica tanto la capacidad del sistema de navegación para estimar la posición del vehículo, como la capacidad del sistema de guiado y control para conducir la aeronave a lo largo de la ruta prevista.

En este trabajo se plantea analizar la repercusión de la navegación basada en prestaciones sobre el diseño de autopilotos. Para ello, se pretende mejorar el banco de pruebas desarrollado en el grupo de investigación para tenga en cuenta los errores de navegación y los modos de fallo de los sensores. El objetivo consiste en obtener un prototipo de sistema de gestión de vuelo compatible con aplicaciones PBN.

Los resultados obtenidos muestran que la incertidumbre asociada al sistema de navegación es la principal componente del error total del sistema, por lo que resulta fundamental considerar su influencia sobre el diseño de la aplicación. Pese a ello, las prestaciones logradas por el sistema de gestión de vuelo implementado funcionando en conjunto con el sistema de control del grupo de trabajo permiten satisfacer las especificaciones de navegación más exigentes.

Índice general

1. Introducción	1
1.1. Contexto y motivación del trabajo	1
1.2. Objetivos	4
1.3. Estado del arte	5
1.4. La plataforma de trabajo	9
1.5. Estructura de la memoria	9
2. Navegación basada en prestaciones	10
2.1. El concepto PBN	10
2.1.1. Prestaciones en el perfil lateral	11
2.1.2. Prestaciones en el perfil longitudinal	12
2.2. Especificaciones de navegación	12
2.2.1. Designación de especificaciones de navegación	13
2.2.2. Especificaciones de navegación por área de operación en el espacio aéreo	15
2.2.3. Alcance de las especificaciones de navegación	16
2.3. Errores asociados a la navegación de área	16
2.3.1. Errores en el perfil lateral	17
2.3.2. Errores en el perfil longitudinal	18
2.3.3. Otras fuentes de error	18
2.3.4. Monitorización y alerta de las prestaciones de navegación a bordo de la aeronave	19
3. Sistemas de gestión de vuelo	20
3.1. La base de datos de navegación	22
3.1.1. ARINC 424 y las terminaciones de trayectoria	23
3.1.2. Terminaciones de trayectoria	23
3.1.3. Reglas de codificación de terminación de trayectorias	29

3.2.	Subsistema de navegación	31
3.3.	Subsistemas de guiado y control	32
3.4.	Funciones específicas requeridas por aplicaciones PBN	32
3.4.1.	Transiciones fly-by	32
3.4.2.	Trayectorias curvas de radio definido	33
3.4.3.	Rutas paralelas	34
3.4.4.	Circuitos de espera	34
4.	Sensores para navegación y modelos de error	35
4.1.	Sistemas de coordenadas terrestres	36
4.1.1.	Elipsoide	36
4.1.2.	Geoide	37
4.2.	Navegación por satélite	39
4.2.1.	Fuentes de error	40
4.2.2.	Simulación de un modelo GNSS para X-Plane	42
4.3.	Navegación basada en radioayudas	48
4.3.1.	VHF Omnidirectional Range (VOR)	48
4.3.2.	Distance Measuring Equipment (DME)	49
4.3.3.	Simulación de un sistema para navegación basada en radioayudas en X-Plane	50
4.3.4.	Navegación theta-theta	53
4.3.5.	Navegación rho-theta	54
4.3.5.1.	Solución del método rho-theta	55
4.3.6.	Navegación rho-rho	55
4.3.6.1.	Solución del método rho-rho	57
4.4.	Navegación autónoma	61
4.4.1.	Navegación inercial	61
4.4.1.1.	Fuentes de error	62
4.4.1.2.	Simulación de un modelo INS para X-Plane	63
4.4.2.	Navegación a estima	64
4.4.2.1.	Fuentes de error	64
4.4.2.2.	Simulación de un modelo dead reckoning para X-Plane	65
4.5.	Otros sensores para navegación	66
4.5.1.	Altímetro barométrico	66
4.5.1.1.	Fuentes de error	68

4.5.1.2.	Consideraciones acerca de la diferencia entre altitud barométrica y GNSS	69
4.5.1.3.	Simulación de un modelo de altímetro barométrico para X-Plane	69
4.5.2.	Observadores de estado	71
5.	Redundancia, fusión de datos y tolerancia a fallos	74
5.1.	Redundancia y tolerancia a fallos	75
5.1.1.	Tipos de fallo	77
5.1.2.	Tolerancia a fallos en el sistema de navegación	78
5.1.2.1.	Simulación del fallo de sensor	78
5.2.	Filtrado de señales	79
5.2.1.	Filtro n -Plot	80
5.2.2.	Filtro de Kalman	81
5.2.2.1.	Funcionamiento del filtro	82
5.2.2.2.	Aplicaciones: Integración INS+GNSS	83
5.2.2.3.	Aplicaciones: Integración INS+altímetro barométrico	84
5.2.3.	Filtro de media móvil	84
6.	Diseño del Sistema de guiado y gestión de la misión	86
6.1.	Maniobras básicas	87
6.1.1.	TrackTo y Circle	88
6.1.2.	Vpath Hold y Altitude Hold	88
6.2.	Maniobras combinadas	91
6.3.	Implementación del sistema de guiado mediante Path Terminators	91
6.3.1.	Initial Fix	92
6.3.2.	Direct to Fix	93
6.3.3.	Course to Fix	94
6.3.4.	Track to Fix	94
6.3.5.	Radius to Fix	95
6.3.6.	Fix to Altitude	97
6.3.7.	Course to Altitude	98
6.4.	Secuencias válidas de terminación de trayectoria	98
6.5.	Implementación de funciones específicas para aplicaciones PBN	99
6.5.1.	Transiciones Fly-By	100
6.5.2.	Rutas paralelas	101
6.5.2.1.	Condiciones ejecución y modificación de rutas paralelas	101

6.5.2.2.	Implementación de las rutas paralelas durante la misión	103
6.5.2.3.	Maniobra de transición hacia rutas paralelas	105
6.5.2.4.	Cálculo de la distancia longitudinal requerida en las maniobras de transición	106
6.6.	Determinación del Error Total del Sistema	107
7.	Resultados	110
7.1.	Determinación de la posición en el plano horizontal	110
7.1.1.	Estimación de la posición mediante navegación por satélite . .	111
7.1.2.	Estimación de la posición mediante navegación basada en ra- dioayudas terrestres	113
7.1.2.1.	Métodos $\rho - \rho$	115
7.1.2.2.	Métodos $\rho - \theta$	117
7.2.	Determinación de la posición en el plano vertical	121
7.2.1.	Estimación de la altitud mediante el altímetro barométrico . .	121
7.2.2.	Estimación de la altitud mediante la navegación por satélite .	122
7.3.	Determinación del ángulo de la trayectoria vertical y del ángulo de deslizamiento	123
7.4.	Rendimiento del sistema de guiado y gestión de la misión	125
7.4.1.	Simulación de rutas definidas mediante terminaciones de tra- yectoria	126
7.4.2.	Simulación de funciones específicas requeridas por aplicaciones PBN	135
8.	Conclusiones y trabajo en curso	144
8.1.	Conclusiones	144
8.2.	Trabajo en curso	147
	Bibliografía	151
	A. El simulador de vuelo X-Plane	156
	B. Cartas de navegación	160

Capítulo 1

Introducción

1.1. Contexto y motivación del trabajo

El grupo de trabajo

El trabajo aquí expuesto se enmarca dentro de la línea de investigación del grupo de Software de Tiempo Real para aplicaciones de Aviónica de la Universitat Politècnica de València, encabezado por el Prof. Juan A. Vila Carbó. Los objetivos de este grupo son el diseño del software de base para aeronaves no tripuladas (*Unmanned Aerial Vehicles*, UAVs, o según la nueva notación, *Remotely Piloted Aircraft Systems*, RPAS) con un alto nivel de automatización. Esto incluye el software de posicionamiento, de definición de la misión y de guiado y control, pero no el software referente a la carga de pago, que depende del tipo de aplicación en la que vaya a trabajar el vehículo. También se trabaja en el diseño del software de la estación de tierra para la monitorización del estado del vehículo y la transmisión de órdenes de control (*mission planning/replanning*). Las directrices del grupo para desarrollar estos trabajos incluyen a) el uso de metodologías de diseño certificables, como el modelo-V basado en las normas DO-178B/C; b) garantizar los niveles de integridad del sistema; c) ajustarse a los estándares adoptados por la industria aeronáutica, como las especificaciones ARINC 653 para los sistemas particionados o ARINC 424 para la base de datos de navegación; y d) el cumplimiento de la normativa y recomendaciones de los organismos reguladores (OACI, Eurocontrol, Aena).

Antecedentes

En el presente texto se va a bordar la problemática asociada a la incertidumbre en la determinación de la posición en el marco de la Navegación Basada en Prestaciones.

En este contexto, dos documentos sirven de punto de partida para desarrollar el trabajo:

- El Proyecto Final de Carrera “*Banco de pruebas para el diseño de autopilotos*” [53] diseña una plataforma de desarrollo de autopilotos basado en el software Matlab y en el simulador de vuelo X-Plane. Este documento introduce un sistema de guiado basado en un plan de vuelo definido por waypoints y un sistema de control por realimentación del estado mediante una ganancia óptima LQR. Para el diseño del sistema de control se utilizaba un modelo en espacio de estados de una aeronave de aviación ligera Cessna 172P y para analizar los resultados, el sistema de guiado y control se conectaba en red con el simulador de vuelo, donde se representaba la dinámica de la aeronave.
- Como continuación, la Tesina Fin de Máster “*Plataforma para diseño y ejecución de aplicaciones de aviónica*” [22] porta el diseño previo a Simulink y optimiza la plataforma completa. Respecto al sistema de guiado, introduce un sistema de gestión del vuelo que permite planificar la misión y realizar operaciones complejas, como orbitar sobre puntos de interés o escanear regiones concretas. También permitía reconfigurar la misión para realizar maniobras de evitación de colisiones o el sobrevuelo de zonas prohibidas. En cuanto al sistema de control, utiliza redes neuronales para el control de la velocidad a través de la palanca de gases y un controlador predictivo para el ángulo de alabeo de la aeronave.

Sin embargo, hasta ahora no se había tratado la incertidumbre del sistema de navegación en la determinación del estado de la aeronave y, en concreto, su posición. En los trabajos previos, el sistema de navegación utilizaba las medidas proporcionadas directamente por el simulador de vuelo, consideradas ideales, sin ruidos de medida ni fuentes de error. La única fuente de medida era un modelo GNSS ideal y los datos obtenidos eran los datos reales del problema.

Tendencias actuales

En este punto surge el concepto de navegación basada en prestaciones (*Performance Based Navigation*, PBN), el nuevo paradigma propuesto por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) para la definición de prestaciones de navegación en el espacio aéreo. Originalmente la navegación convencional se basaba en una serie de infraestructuras terrestres, llamadas radioayudas o *navaids*, que utilizaba la aeronave para realizar navegación punto a punto entre los segmentos rectilíneos

que unían estas radioayudas (ver Figura 1.1a). Con la aparición de la navegación por satélite en aviación, la navegación convencional evoluciona hacia la navegación de área (*aRea NAVigation*, RNAV). Este nuevo concepto, más flexible, permite la operación de las aeronaves en cualquier trayectoria de vuelo deseada entre dos puntos de ruta cualquiera (*waypoints*), no necesariamente radioayudas, siempre que estén situados dentro de la cobertura de otras radioayudas o dentro de los límites de las ayudas autónomas (ver Figura 1.1b). Sin embargo, estas técnicas de navegación se basan en el uso de un sensor específico y cada ruta o procedimiento se diseña conforme a sus características, lo que implica que la aeronave debe equipar un sistema a bordo por cada tipo de procedimiento. Además, el aumento del tipo de radioayudas ha conducido a una mayor complejidad desde el punto de vista del diseño de procedimientos, y a un excesivo número de cartas de navegación y a una dificultad para volar la ruta desde el punto de vista de la operación de la aeronave.

Como consecuencia, en 2008 comienzan a establecerse las bases para la transición hacia la navegación basada en prestaciones, en la que el proceso de navegación no está vinculado a un sensor específico sino que se requieren unas prestaciones de navegación determinadas para volar en un tipo de espacio aéreo, ruta o procedimiento concreto, que la aeronave debe alcanzar a través del equipo embarcado. Esto incluye tanto la capacidad de los sistemas de navegación para determinar la posición con una precisión determinada, como la de los sistemas de guiado y control para conducir a la aeronave dentro de unos límites en torno a la trayectoria nominal. De este modo, la aeronave debe cumplir unas especificaciones de navegación con una precisión mínima independientemente de cuál sea el tipo de sensor utilizado. También debe embarcar un computador de a bordo encargado de gestionar la integridad de los sensores embarcados y que, además, permita volar rutas complejas con tramos curvos (ver Figura 1.1c).

Actualmente, la navegación PBN se encuentra en proceso de implantación. Algunas consideraciones como la navegación vertical (3D) y la navegación con especificaciones sobre el tiempo de vuelo (4D) están pendientes de desarrollo, así como los sistemas SBAS (*Satellite Based Augmentation System*), que permitirán aumentar la integridad y precisión del sistema de navegación por satélite. Sin embargo, volviendo al diseño del autopiloto, el concepto PBN pone de manifiesto la necesidad de considerar los errores de navegación en el proceso de desarrollo del sistema. Por ello, en este trabajo se pretende dejar de utilizar el simulador de vuelo X-Plane como fuente de medidas ideales del estado de la aeronave para simular un modelo de los distin-

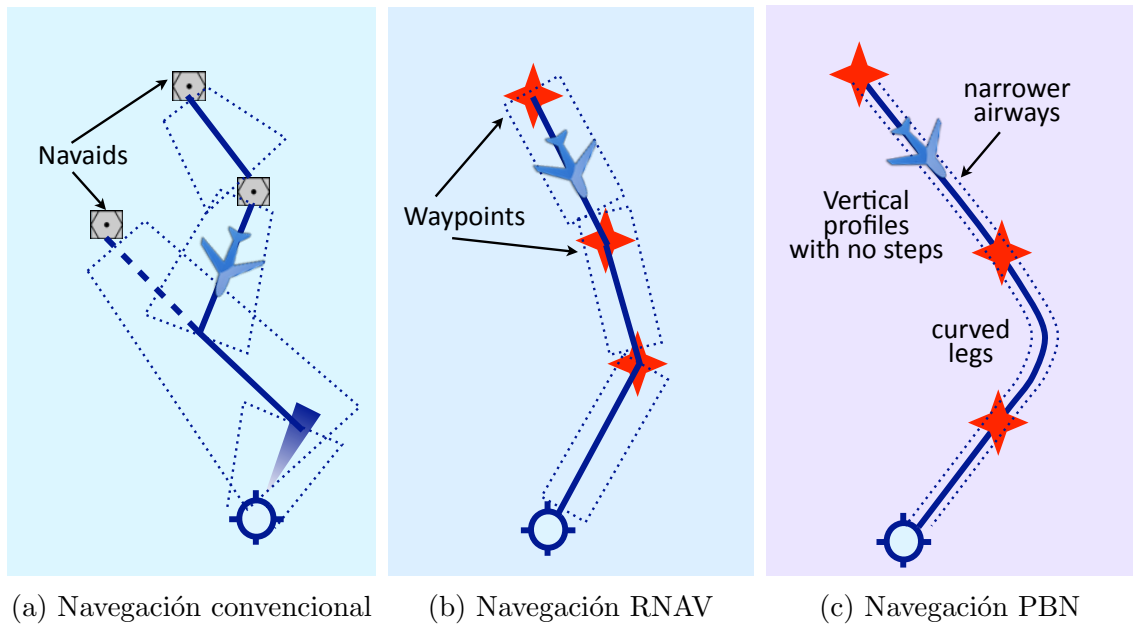


Figura 1.1: Evolución de la navegación.

tos sensores de navegación aérea, como GNSS, radioayudas VOR y DME o sensores inerciales, y en los que se incluyan incertidumbres y errores de medida.

Para ello, al igual que en los trabajos previos, se ha trabajado con el software Matlab/Simulink como herramienta de diseño, y con el simulador de vuelo X-Plane para representar la dinámica de la aeronave. Se ha seguido una metodología de diseño denominada *Model Based Design* (MBD), que permite obtener una estructura modular y flexible y facilita la introducción de distintas estrategias de navegación, guiado y control. Además, desde el punto de vista del desarrollo de software para aplicaciones aeroespaciales, la metodología MBD ayuda a satisfacer los objetivos de la norma DO-178B/C para la certificación de software embarcado.

1.2. Objetivos

Expuesto lo anterior, en el presente documento se pretende estudiar las repercusiones de la Navegación Basada en Prestaciones sobre el diseño de autopilotos para mejorar las prestaciones de la actual plataforma de desarrollo de aplicaciones de aviónica. En concreto, se acometen las siguientes tareas:

1. Adaptar el banco de pruebas para autopilotos desarrollado en el grupo de trabajo a unas condiciones de funcionamiento más realistas, donde los sensores

utilizados para determinar el estado de la aeronave incluyan modelos de error y modos de fallo.

2. Estudiar las implicaciones de la Navegación Basada en Prestaciones sobre las especificaciones de los equipos embarcados, tanto en el subsistema de navegación, como en los subsistemas de guiado y control. A grandes rasgos, supone que la aeronave sea capaz de estimar el estado del vehículo con un determinado grado de precisión independientemente del tipo de sensor utilizado y que la especificación de la misión se defina en términos de las llamadas terminaciones de trayectoria (*path terminators*) definidos en el estándar ARINC 424 [3].
3. Implementar distintas técnicas de determinación de la posición según el modelo de sensor utilizado. En particular, se pretende modelar los sensores que forman parte del concepto PBN: la navegación por satélite y la navegación mediante radioayudas terrestres VOR y DME, ambas complementadas por sensores de navegación inercial. En cuanto a las técnicas utilizadas para resolver el problema de navegación, se plantean los métodos $\rho - \rho$ y $\rho - \theta$.
4. Implementar un sistema de gestión de la misión capaz de interpretar rutas o procedimientos definidos mediante terminaciones de trayectoria. El módulo de guiado del autopiloto debe calcular las referencias de control a partir de los parámetros de definición de las terminaciones de trayectoria soportadas en aplicaciones PBN.
5. Demostrar que mediante el conjunto de técnicas de determinación de la posición y la gestión de la misión a partir de terminaciones de trayectoria implementadas en el autopiloto se pueden satisfacer las especificaciones de navegación PBN en términos de integridad y rendimiento. El conjunto de errores introducidos a lo largo del proceso de navegación deben estar acotados y monitorizados de acuerdo al tipo de aplicación de navegación.

1.3. Estado del arte

A continuación se recogen los campos más importantes tratados a lo largo del trabajo y la bibliografía necesaria para abordarlo.

Navegación aérea

Para analizar el concepto de navegación aérea resulta fundamental conocer la organización y gestión del espacio aéreo, la gestión y control del tráfico y el tipo de procedimientos de vuelo. [46] describe los distintos elementos y procesos involucrados en la navegación necesarios para que la aeronave pueda seguir un plan de vuelo. [47] describe las distintas técnicas de determinación de la posición, así como conceptos de cartografía. La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) es el organismo encargado de desarrollar los estándares y recomendaciones que utilizan los Estados miembros para desarrollar sus regulaciones en materia de aviación. En el contexto de este trabajo, los documentos 9613 [32] y 9992 [31] de OACI describen el concepto de Navegación Basada en Prestaciones y sus implicaciones en el diseño del espacio aéreo. Por su parte, la Organización Europea para la Seguridad de la Navegación Aérea (*European Organisation for the Safety of Air Navigation*, EUROCONTROL), encargada de la gestión del tráfico aéreo en Europa, analiza en [14] la implementación del concepto PBN en el espacio aéreo europeo.

En cuanto a los procedimientos de vuelo instrumental, los volúmenes 1 y 2 de [29] recogen las guías de diseño de las operaciones y procedimientos para lograr los niveles de seguridad necesarios a lo largo del vuelo. Condicionan tanto la disposición y el tipo de radioayudas, como las capacidades de la tripulación. La repercusión de estos documentos en el trabajo presentado se encuentran a la hora de utilizar terminaciones de trayectoria en la definición del plan de vuelo, así como criterios de tolerancia en la navegación mediante radioayudas terrestres. Una vez diseñados los procedimientos, las cartas de vuelo resultantes para cada fase de vuelo pueden encontrarse en la Publicación de Información Aeronáutica (*Aeronautical Information Publication*, AIP) de cada país. En concreto, AENA publica las cartas españolas en [1]. Actualmente, los únicos aeropuertos españoles con cartas RNAV/PBN son Santander (LEXJ en código OACI) y Málaga/Costa del Sol (LEMG). Por su parte, las publicaciones [19] y [20] de la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (*Federal Aviation Administration*, FAA) abordan los procedimientos de vuelo instrumental desde el punto de vista de la formación del piloto.

Sensores para navegación

En cuanto a los sensores embarcados para navegación aérea, las aplicaciones PBN contemplan la estimación de la posición mediante sistemas satelitales, radioayudas terrestres o a través de sensores inerciales, por navegación autónoma. Otro de los

sensores básicos es el tubo de Pitot para la determinación de velocidad y altitud de vuelo. [55] presenta los sensores y equipos de medida de forma más general, aunque tiene un capítulo específico sobre las medidas de posición y altitud en aviación. [19] enumera el conjunto de instrumentos de cabina utilizados en la navegación instrumental, tratando sus principios de funcionamiento y su papel en la determinación de la posición y el estado del vehículo. [6] presenta el conjunto de sistemas de aviónica, incluyendo el computador de a bordo, los displays en cabina, los sistemas de guiado y control, o los buses de datos utilizados para conectar los distintos subsistemas de la red. Respecto a este apartado, también incluye la descripción del sistema de navegación, aunque obvia las radioayudas terrestres.

En cuanto a la navegación inercial, generalmente se utiliza en combinación con las medidas satelitales. Sin embargo, en este documento no se ha entrado en detalle puesto que ya fue estudiada dentro del grupo de trabajo en [21]. Además, con los nuevos avances tecnológicos va perdiendo peso dentro del sistema de navegación. No obstante, se puede encontrar mayor información sobre sus principios de funcionamiento, ecuaciones de navegación y fuentes de error en [50] y [34].

Sobre el diseño de modelos de sensor, [2] aborda la simulación de cada uno de los sistemas de medida, incluyendo sus displays en cabina. Resulta interesante el modelo planteado para la navegación por satélite, incluyendo las órbitas y efemérides, permitiendo simular la disponibilidad y geometrías de la constelación. Siguiendo con la navegación por satélite, la mayoría de propuestas modelan los errores teniendo en cuenta el tipo de medidas recibidas del satélite (pseudo-rangos), y según la geometría, estiman la incertidumbre de la solución ([43], [37]). También existen aproximaciones mediante modelos estocásticos ([38], [9]). Respecto a la navegación mediante radioayudas terrestres, [36] analiza la precisión de las soluciones DME/DME en función de la geometría de las balizas, y [24] utiliza la medida de distancia a dos radioayudas en conjunto con navegación autónoma para aumentar la precisión de la solución.

Sistemas de gestión del vuelo, guiado y control

La ejecución de aplicaciones de navegación de área o PBN se basa en el uso de un computador a bordo de la aeronave encargado de gestionar la misión a través de los subsistemas de navegación, guiado y control. A este computador generalmente se le conoce como FMS (*Flight Management System*) pero en el contexto PBN se le llama sistema RNAV o sistema RNP, según el tipo de especificación. Al tratarse del elemento central de la aviónica en aviones modernos, puede encontrarse abundante información

sobre su arquitectura, funcionalidades y displays en cabina en publicaciones como [2], [6], [19], [49].

Para gestionar la misión, los FMS integran la información de los distintos sensores de navegación y utilizan la información sobre aeródromos, rutas, procedimientos y radioayudas terrestres contenida en la base de datos de navegación para proporcionar calcular en el sistema de guiado las referencias de control. La información contenida en esta base de datos está codificada según el estándar ARINC 424 [3]. Los sistemas de guiado y control en los que se basa el autopiloto desarrollado en el presente trabajo ya fueron descritos en los trabajos previos [53], [22].

Respecto a las implicaciones de realizar aplicaciones PBN sobre los equipos embarcados en la aeronave, el estándar [12] de EUROCONTROL describe los requisitos funcionales y operacionales del sistema de navegación de área. Entre estos requisitos se encuentra la capacidad de efectuar transiciones fly-by y fly-over, así como la de volar rutas paralelas. La implementación de las maniobras de transición en el sistema de control también se describe en [2]. Además, durante las aplicaciones PBN debe estimarse y mostrarse en cabina las prestaciones de navegación logradas a lo largo del vuelo. Este índice de rendimiento se compone de los errores de navegación contenidos en la definición de la ruta, en la estimación de la posición y en la capacidad para guiar a la aeronave a lo largo de la ruta prevista. En [57] desarrollan un modelo de estimación del error técnico de vuelo a partir de la dinámica de la aeronave y los parámetros del sistema de control.

Integración y sistemas tolerantes a fallos

La mayoría de las aproximaciones a los sistemas tolerantes a fallos en sistemas de aviónica refieren al fallo del sistema de control. En estos casos, el sistema de navegación se utiliza como fuente de información para el diagnóstico del fallo. Ejemplos de estos escenarios se pueden encontrar en [7], [25]. Sin embargo, la situación que se pretende abordar en el presente documento refiere al fallo en los propios sistemas de medida, situación que produce una degradación en la estimación de las variables de estado o en una pérdida completa del sistema de navegación. En esta dirección, [10] presenta un complejo sistema de identificación mediante un conjunto de filtros de Kalman que permite detectar tanto el fallo de los actuadores como de los sistemas de medida. [35] también presenta un rediseño del sistema de navegación en el que, mediante un conjunto de filtros (filtro de Kalman federado) monitoriza el estado de los sensores, detectando el fallo a partir de los residuos del filtro. [49] describe posibles arquitecturas de sistemas tolerantes a fallos pero desde un punto de vista

teórico, sin proponer ninguna implementación. Finalmente, [6] propone una configuración con redundancia desigual para evitar que un posible modo de fallo afecte a todos los sistemas por igual.

1.4. La plataforma de trabajo

La plataforma de trabajo utilizada para desarrollar el presente documento se basa en un sistema de autopilotos desarrollado en Matlab/Simulink conectado en red via UDP (*User Datagram Protocol*) con el simulador de vuelo X-Plane. La descripción detallada de esta plataforma y su configuración ha sido descrita en los trabajos previos del grupo de trabajo [53] y [22]. En [44] se presenta una plataforma similar, donde también describe la interfaz con el simulador de vuelo. En nuestro caso, también se ha utilizado el software Google Earth para analizar el diseño de las misiones de vuelo y la trayectoria seguida, tanto en tiempo real a modo de radar como offline para analizar los resultados del sistema. En [26] se describe la API de desarrollo de este programa con el lenguaje de programación KML (*Keyhole Markup Language*).

1.5. Estructura de la memoria

El resto de la memoria se organiza como sigue: en el Capítulo 2 se introduce el concepto de Navegación Basada en Prestaciones y la definición de especificación de navegación. En el Capítulo 3 se presenta el computador de a bordo, llamado Sistema de gestión del vuelo o FMS, elemento central de la aviónica en aplicaciones PBN. En el Capítulo 4 se describen los distintos métodos de navegación en aviación, los sensores necesarios para determinar la posición, así como los modelos de error obtenidos para simular los sensores de la plataforma de diseño de autopilotos. En el Capítulo 5 se muestra la configuración del sistema de navegación para garantizar su integridad ante el fallo o la no disponibilidad de alguno de los sensores embarcados; también se describe el tipo de filtros utilizados para mejorar las características de las medidas recibidas. En el Capítulo 6 se presenta la implementación del sistema de guiado y gestión de la misión para rutas o procedimientos definidos mediante terminaciones de trayectoria o *path terminators*, así como el resto de funciones específicas requeridas para volar aplicaciones PBN. En el Capítulo 7 se muestran los resultados más relevantes obtenidos durante el desarrollo del trabajo. Por último, en el Capítulo 8 se destacan las conclusiones obtenidas y las líneas de trabajo con las que se ha continuado este proyecto.

Capítulo 2

Navegación basada en prestaciones

Con el aumento del tráfico aéreo a nivel global se ha puesto de manifiesto la necesidad de aumentar la capacidad y optimizar el espacio aéreo. Cada ruta, tanto oceánica como continental, debe especificar con claridad los requisitos de navegación en sus distintas fases del vuelo. Hasta hace unos años estos requisitos se especificaban en función de la fuente utilizada para determinar la posición, a lo que se llamaba *navegación basada en sensores*. Sin embargo, con el aumento de la complejidad de los sistemas de a bordo y el creciente número de instrumentos para navegación, dificultaba tanto el proceso de evaluación y certificación de nuevos procedimientos de vuelo así como la ejecución de rutas aéreas para pilotos y controladores aéreos. Por ello, la Organización Aviación Civil Internacional (OACI) ha desarrollado un nuevo método para definir las especificaciones de navegación en función de las prestaciones requeridas en vez de en los sensores utilizados. A este nuevo método se le llama Navegación Basada en Prestaciones (*Performance-based Navigation*, en adelante PBN).

2.1. El concepto PBN

El concepto PBN, introducido en 2008 para reemplazar al concepto RNP, especifica que las prestaciones de navegación de una aeronave se establecen en términos de precisión, integridad, continuidad y funcionalidad según el tipo de espacio aéreo en el que se encuentre. Con esta nueva definición cada aeronave debe certificar que mediante el conjunto de sensores embarcados puede cumplir las prestaciones requeridas por las especificaciones de navegación para volar determinadas rutas o tramos del plan de vuelo.

Bajo el concepto PBN se definen los requisitos de navegación en términos de requisitos operacionales, y tanto la aeronave como la tripulación deben estar cualificados para cada tipo de especificación. Cada especificación establece el conjunto de sensores

que debe embarcar la aeronave, independientemente de cómo se diseñen los procedimientos de vuelo. Esto supone una serie de ventajas respecto a la navegación basada en sensores, como pueden ser que:

- No es necesario mantener rutas y procedimientos basados en un sensor específico, permitiendo reducir sus costes asociados.
- No es necesario diseñar nuevas operaciones basadas en un sensor específico conforme se producen avances tecnológicos.
- Permite un uso más eficiente del espacio aéreo, reduciendo tiempos de vuelo, costes de operación y contaminación ambiental.
- Facilita la aprobación de operaciones ya que el número de especificaciones de navegación es reducido y de aplicación global.

Los dos aspectos fundamentales de las operaciones PBN son los requisitos operacionales impuestos por las especificaciones de navegación y el conjunto de infraestructuras para navegación disponibles, tanto terrestres (DME y VOR) como por satélite (GNSS). Al conjunto de infraestructuras de navegación junto con las especificaciones de navegación aplicadas sobre rutas ATS, IAP o sobre un volumen del espacio se le denomina aplicación de navegación. Por último, para que la aeronave pueda realizar aplicaciones de navegación debe estar equipada con un sistema para navegación de área RNAV o RNP, también llamados en otro contexto 'Sistemas de gestión del vuelo' (*Flight Management Systems*, FMS). Estos sistemas, que serán descritos en Capítulo 3, son los encargados de gestionar el plan de vuelo y los sistemas de navegación, y deben cumplir con los requisitos funcionales y las prestaciones requeridas por las especificaciones de navegación, así como disponer de una base de datos de navegación.

2.1.1. Prestaciones en el perfil lateral

Al estar basadas en el concepto RNP, los límites de las prestaciones requeridas en el perfil lateral para operaciones PBN oceánicas, continentales remotas, en ruta y terminales son de tipo lineal. En cambio, durante la fase de vuelo de aproximación al aeropuerto, el guiado lateral puede ser lineal o angular indistintamente (ver Figura 2.1). No obstante, hay que tener en cuenta que PBN no recoge las aproximaciones y aterrizajes de precisión basados en ILS/MLS/GLS.

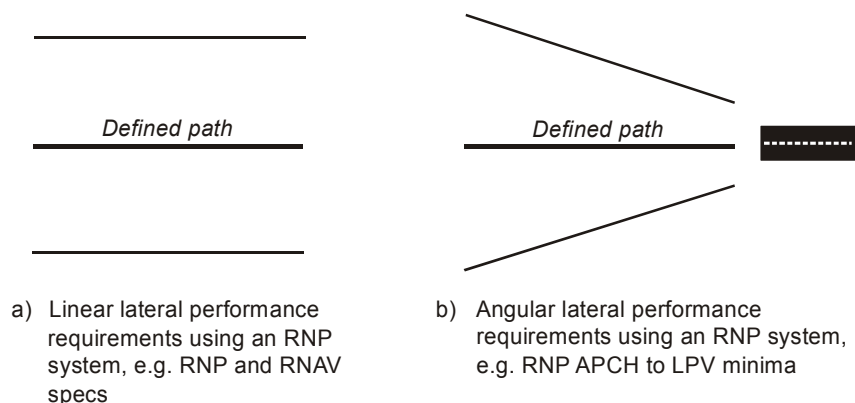


Figura 2.1: Requisitos para las prestaciones en el perfil lateral. Fuente: [32]

2.1.2. Prestaciones en el perfil longitudinal

Los requisitos para las prestaciones de navegación vertical no están incluidos en el concepto PBN. Sin embargo, algunas especificaciones de navegación recogen requisitos para el guiado vertical utilizando GNSS aumentado o VNAV barométrico durante la fase de aproximación.

2.2. Especificaciones de navegación

Las especificaciones de navegación sirven de guía para los Estados a la hora de desarrollar las operaciones y procedimientos de vuelo. Consisten en una serie de requisitos a los que se debe ajustar tanto la aeronave como la tripulación para recibir la certificación que les autorice a volar dentro de una determinada ruta o tipo de espacio aéreo. Estos requisitos incluyen:

- Las prestaciones que debe cumplir el sistema RNAV o RNP en términos de precisión, integridad y continuidad
- Los requisitos funcionales necesarios para realizar procedimientos como volar tramos curvos o ejecutar rutas en paralelo
- Qué conjunto de sensores debe integrar el sistema RNAV o RNP.

Una especificación de navegación es tanto una especificación RNAV como una RNP. Los sistemas RNAV y RNP son fundamentalmente iguales; la principal diferencia entre ellos es que una especificación RNP incluye requisitos de monitorización y alerta

Tabla 2.1: Especificaciones de navegación PBN. Fuente: [15]

Navigation Specification	Flight Phase							
	En Route Oceanic Remote	En Route Continental	ARR	Approach				DEP
				Initial	Intermed	Final	Missed	
RNAV 10 (RNP 10)	10							
RNAV 5		5	5					
RNAV 2		2	2					2
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP4	4							
RNP2	2	2						
RNP1			1	1	1		1	1
Advanced RNP	2	2 or 1	1	1	1	0.3	1	1
RNP APCH				1	1	0.3	1	
RNP AR APCH				1-0.1	1-0.1	0.3-0.1	1-0.1	
RNP 0.3		0.3	0.3	0.3	0.3	-	0.3	0.3

de las prestaciones de navegación, tanto lateral como longitudinal, mientras que una RNAV no. Además, los sistemas RNP proporcionan los medios para minimizar la variabilidad de las trayectorias y permitir la repetibilidad y predictibilidad de las operaciones de vuelo.

2.2.1. Designación de especificaciones de navegación

Actualmente existen 11 designaciones para especificaciones de navegación. Para operaciones oceánicas, continentales remotas, en ruta y operaciones terminales, las especificaciones de navegación tanto RNAV como RNP se especifican como RNAV X o RNP X, respectivamente, siendo X la exactitud requerida perpendicular a la ruta en millas náuticas que se debe alcanzar durante el 95 % del tiempo de vuelo. Para operaciones de aproximación instrumental se designan como RNP APCH o RNP AR APCH (no existen especificaciones de navegación RNAV para esta fase de vuelo). La Tabla 2.1 recoge las distintas categorías, cuyos requisitos especifica ICAO en el Volumen II de [32]. Sin embargo, es importante recordar que las prestaciones de exactitud no son los únicos requisitos impuestos por una especificación. A modo de ejemplo, la Tabla 2.2 resume otras prestaciones y funcionalidades incluidas en la especificación RNP 1.

Es posible que a lo largo de la ruta entre origen y destino se utilicen distintas especificaciones RNAV o RNP, incluso en una misma fase de vuelo, como se muestra

RNP 1	
Espacio aéreo	Transición entre fase de vuelo en ruta y área terminal (SIDs y STARs)
NAVAID	GNSS con sistema RAIM. Navegación DME/DME puede alcanzar prestaciones requeridas, pero no se recomienda.
Prestaciones requeridas	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Exactitud: TSE contenido entre ± 1 NM durante el 95 % del tiempo de vuelo. Error longitudinal contenido entre ± 1 NM durante el 95 % del tiempo de vuelo. Durante la operación, FTE no debe exceder 0,5 NM (1 NM durante maniobras de transición) ▪ Integridad: el fallo del equipo de navegación se considera fallo grave (10^{-5} por hora) ▪ Continuidad: la pérdida de la funcionalidad se considera fallo leve si puede cambiar a otro tipo de sistema de navegación ▪ Monitorización de las prestaciones a bordo: alerta si no se cumplen requisitos de exactitud o probabilidad de que TSE exceda 1 NM es mayor que 10^{-5}.
Requisitos funcionales	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Display de navegación ▪ Estado del sistema RNAV ▪ Indicación del tipo de sensor activo ▪ Secuenciación automática de la misión ▪ Path terminators: IF, DF, CF, TF

Tabla 2.2: Especificación de navegación RNP 1.

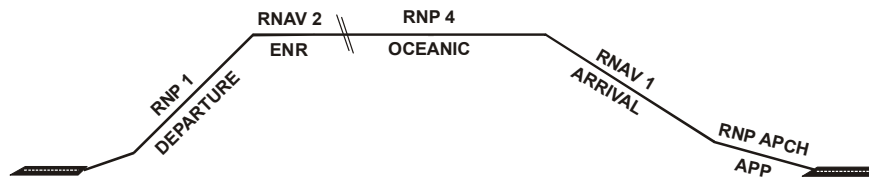


Figura 2.2: Ejemplo de aplicación PBN en rutas ATS con procedimientos instrumentales. Fuente: [32]

en la Figura 2.2. Sin embargo, es importante resaltar que los requisitos en cuanto a precisión no son los únicos que recoge cada especificación. Existen otros requisitos funcionales como pueden ser:

- Incluir en el display primario del piloto la posición relativa de la aeronave respecto a la ruta prevista.
- Mostrar la distancia, marcación y tiempo de vuelo al siguiente waypoint de ruta.
- Posibilidad de almacenar la información de navegación.
- Visualizar alertas en caso de fallo de los sistemas RNAV/RNP o de los sensores que lo integran.
- Disponer de una base de datos de navegación con procedimientos predefinidos.

Así, dado que cada especificación de navegación impone unas prestaciones de navegación, cada aeronave debe ser cualificada para volar cada tipo de especificación en particular del plan de vuelo. Además, como cada especificación puede imponer unos requisitos funcionales particulares, el que una aeronave esté aprobada para una especificación con unos niveles de precisión superior no la aprueba automáticamente para una de menor precisión.

2.2.2. Especificaciones de navegación por área de operación en el espacio aéreo

Las especificaciones previamente enumeradas pueden aplicarse según la clase de espacio aéreo y la fase de vuelo. Las especificaciones diseñadas para rutas oceánicas o continentales remotas son aquellas basadas de forma primordial en la navegación por satélite: RNAV/RNP 10, RNP 4 y RNP 2. Para rutas continentales, el tipo de

especificación depende de la región geográfica; actualmente, en Oriente Medio, Sur América y Europa se utiliza RNAV 5, mientras que en Estados Unidos se aplica RNAV 2. Sin embargo, en los próximos años está previsto que se implante en Europa A-RNP, y en Estados Unidos RNP 0.3 para operaciones con helicópteros [32]. Respecto a las operaciones en el área terminal, tanto en Europa como Estados Unidos se utiliza P-RNAV (RNAV 1), aunque en Europa próximamente se migrará también a A-RNP. Por último, las operaciones de aproximación al aeropuerto requieren una precisión de 0,3 NM, 0,1 NM o menor. En esta fase de vuelo la tendencia será a diseñar procedimientos RNP APCH, RNP AR APCH o A-RNP.

2.2.3. Alcance de las especificaciones de navegación

Las especificaciones de navegación desarrolladas por la ICAO son de ámbito global y describen una serie de requisitos para realizar operaciones dentro del espacio aéreo. Sin embargo, estas especificaciones no constituyen la reglamentación oficial de cada Estado sino que proporcionan criterios técnicos y operacionales para su desarrollo e implantación. Una vez diseñada la aplicación PBN se debe publicar el documento que certifique y apruebe las operaciones a nivel nacional o regional.

Además, el conjunto de requisitos presentados en [32] no constituye el conjunto completo de requisitos de operación. Existen requisitos adicionales especificados en otros documentos como reglas operacionales, AIPs, así como otros procedimientos suplementarios de ámbito regional que deben incorporarse a las regulaciones de cada Estado.

2.3. Errores asociados a la navegación de área

En la navegación de área, base del concepto PBN, el servicio de navegación logrado mediante la integración del conjunto de sensores depende de varios factores, como el número de medidas disponibles, la geometría relativa de las distintas radioayudas y la distancia a las mismas, o la sofisticación de la propia aviónica. Uno de los requisitos de las especificaciones de navegación es la capacidad para monitorizar las prestaciones de navegación a bordo de la aeronave y alertar a la tripulación en caso de que no se cumplan las prestaciones requeridas por la especificación activa. Por ello deben conocerse las distintas fuentes de error que afectan al sistema RNAV/RNP, tanto en el plano lateral como el longitudinal.

2.3.1. Errores en el perfil lateral

Los errores en el plano lateral se componen del error en la definición de la ruta, el error técnico de vuelo y el error del sistema de navegación. Estos errores se consideran independientes, gaussianos y de media cero [32]:

- Error en la definición de la ruta (*Path Definition Error*, PDE): este error se da cuando la trayectoria definida por el plan de vuelo no coincide con la trayectoria deseada, generalmente durante transiciones entre puntos de ruta en las que se realiza maniobras de fly-by o fly-over que dependen de la maniobrabilidad de la aeronave. No obstante, algunas especificaciones RNP incluyen transiciones Radius-to-Fix (RF) o Fixed-Radius-Transition (FRT) (ver Capítulo 3) que permiten definir la ruta por completo, cancelando esta fuente de error. La resolución lograda al introducir los datos en la base de datos de navegación también se tienen en cuenta en el PDE. No obstante, garantizando la integridad de la base de datos de navegación y la correcta definición de la ruta, el PDE se considera despreciable.
- Error técnico de vuelo (*Flight Technical Error*, FTE): también llamado error de seguimiento de la trayectoria, se refiere a la diferencia entre la posición actual de la aeronave y la posición deseada. Esta diferencia, causada por el piloto o el autopiloto, se monitoriza sobre un display en cabina y puede considerarse como un proceso estocástico ergódico¹ para cada modo de control [32].
- Error del sistema de navegación (*Navigation System Error*, NSE): tiene en cuenta la diferencia entre la posición real de la aeronave y la estimada. Su distribución varía en el tiempo debido a factores como el conjunto de sensores utilizados, la geometría relativa de las estaciones (satélites o radioayudas) y su distancia a la aeronave o los errores acumulativos en la navegación inercial.

La suma de todos ellos, llamada error total del sistema (*Total System Error*, TSE, ver Figura 2.3), también es un error gaussiano de desviación estándar igual a la raíz de la suma de los cuadrados de la desviación estándar de cada componente de error.

¹Se considera un proceso ergódico aquel en el que un conjunto suficientemente grande de sus muestras es representativo del proceso completo. Esto no es necesariamente cierto en un sistema RNAV/RNP, especialmente en control manual, pero la hipótesis resulta válida si se considera la media de un periodo suficientemente largo.

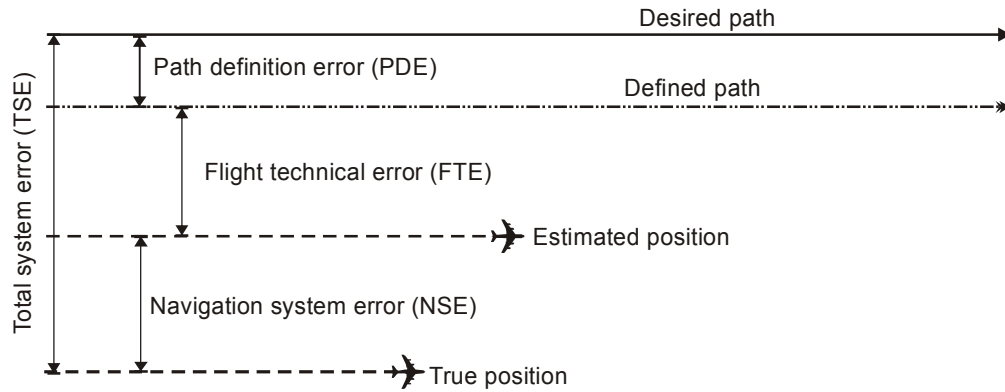


Figura 2.3: Errores de navegación en el perfil lateral. Fuente: [32]

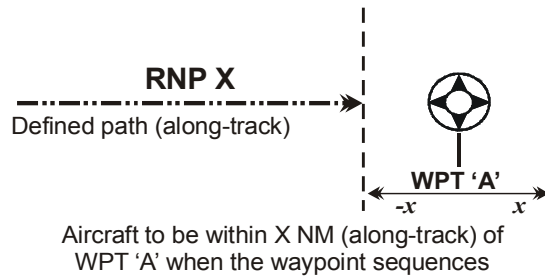


Figura 2.4: Errores de navegación en el perfil longitudinal. Fuente: [32]

2.3.2. Errores en el perfil longitudinal

Las prestaciones en el perfil longitudinal refieren a la posición a lo largo de la ruta, lo que tiene en cuenta la posición a lo largo del tiempo (control 4-D). Dado que actualmente ninguna especificación de navegación contiene requisitos 4-D, el FTE no se considera en el perfil longitudinal. Respecto, al PDE, de nuevo se considera despreciable. Por tanto, el NSE es la única contribución al error longitudinal (ver Figura 2.4).

2.3.3. Otras fuentes de error

Además de estos errores definidos en las especificaciones de navegación, el sistema de navegación puede verse afectado por otras fuentes de error. Entre ellas, se considera el fallo total o parcial del sistema RNAV/RNP, el mal funcionamiento de alguna de las radioayudas sintonizadas o el error humano por parte de la tripulación. Estos errores no se tienen en cuenta en la definición de las especificaciones de navegación y

se compensan mediante la actuación del sistema de vigilancia ATS, sintonizando nuevas radioayudas, o en caso de que no haya ninguna disponible, mediante navegación inercial o dead-reckoning.

2.3.4. Monitorización y alerta de las prestaciones de navegación a bordo de la aeronave

La monitorización y alerta de las prestaciones de navegación a bordo de la aeronave es un requisito de las especificaciones para sistemas RNP. Debe proporcionar la información suficiente para que la tripulación sea capaz de establecer si el sistema RNP es capaz de cumplir las prestaciones exigidas por la especificación de navegación tanto en el plan lateral como longitudinal. Por tanto, si el sistema de navegación no está funcionando de forma adecuada, bien porque la estimación de la posición de la aeronave no es suficientemente fiable, bien porque el control de la aeronave -manual o automático- no es adecuado, la tripulación debe recibir el aviso correspondiente.

Los requisitos de monitorización y alerta se pueden cumplir mediante dos aproximaciones:

- Un sistema de visualización que indique el estado del NSE (algoritmos RAIM, ver Sección 4.2) junto con un indicador de la posición relativa de la aeronave respecto a la ruta prevista para el FTE. De este modo, considerando que el PDE es despreciable, se tiene una estimación del TSE.
- Un sistema capaz de monitorizar en cabina el TSE sin especificar la contribución de cada fuente de error.

Debe tenerse en cuenta que, tanto en las especificaciones RNAV como en las RNP sin funciones RF o FRT, durante los giros la ruta no está completamente definida; por tanto, en estos tramos la zona de protección de la ruta debe ser mayor. Además, a diferencia de las especificaciones RNP, en las RNAV el TSE no está acotado.

Cada especificación de navegación incluye requisitos respecto a la precisión requerida, la monitorización a bordo de las prestaciones logradas, el fallo de sistemas de la aeronave y el fallo de la señal de los sistemas satelitales. El TSE debe ser menor que la precisión requerida durante el 95 % del tiempo de vuelo. Cuando no se pueda alcanzar este nivel de precisión o cuando la probabilidad de que el TSE exceda el doble de la precisión requerida sea mayor que 10^{-5} , la tripulación deberá recibir una alerta del sistema de navegación.

Capítulo 3

Sistemas de gestión de vuelo

Los sistemas de gestión de vuelo o *Flight Management Systems* (en adelante, FMS), llamados sistemas RNAV o RNP en aplicaciones PBN (ver Capítulo 2), son los computadores de a bordo encargados de gestionar y optimizar el vuelo, automatizando una serie de funciones e integrando los subsistemas de navegación, guiado y control de la aeronave. Por tanto, se trata del elemento central de la aviónica de la aeronave y se utiliza tanto en aplicaciones civiles como militares. En aeronaves tripuladas también incluye las interfaces hombre-máquina, con displays en cabina, teclados y joysticks, tal y como se muestra en la Figura 3.1. De forma resumida, las tareas que realiza son:

- Planificación y gestión del plan de vuelo: el FMS dispone una base datos de navegación con waypoints, radioayudas y procedimientos de salida y aproximación que ayudan a definir las distintas fases de vuelo de la misión.
- Navegación: integra los distintos sensores y fuentes de navegación (GNSS, VOR, DME, INS, etc.) para proporcionar la mejor estimación de la posición de la aeronave.
- Guiado y control: a partir de la información de navegación y del plan de vuelo, proporciona referencias para el seguimiento de la ruta, optimizando la trayectoria lateral y longitudinal. Además, en el modo de control automático calcula las acciones de control necesarias para que la aeronave se ajuste a la ruta prevista.
- Monitorización del vuelo: muestra el estado de la aeronave en cabina incluyendo datos de precisión, información del plan de vuelo, el tipo de sensores utilizados y el estado de los distintos subsistemas.

La automatización de estas funciones permite reducir la carga de trabajo de la tripulación y proporciona una serie de mejoras, como pueden ser la reducción de los

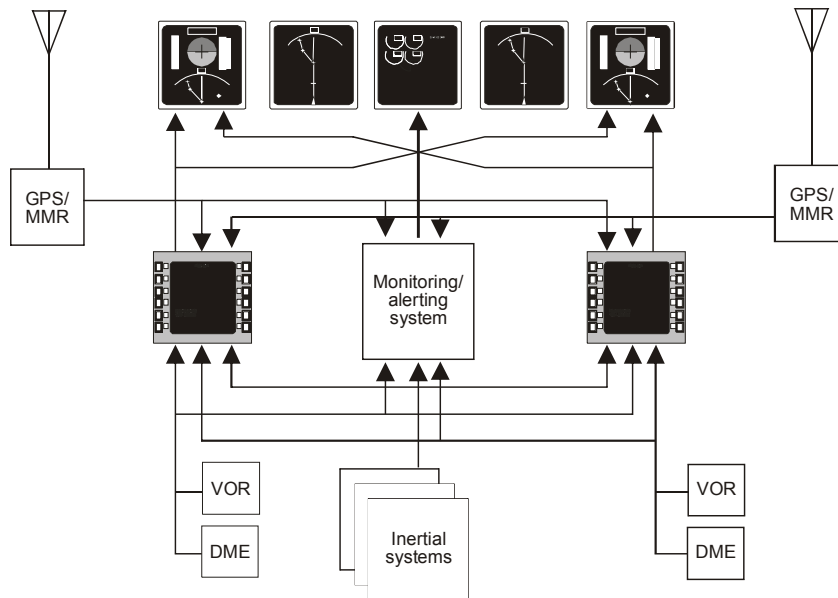


Figura 3.1: Arquitectura de un FMS. Fuente: [32]

costes de operación asociados a la optimización de la ruta o el aumentar la capacidad del espacio aéreo, ya que el aumento de la precisión tanto de la navegación como del control del vehículo permiten reducir la separación mínima entre aeronaves.

En este capítulo se describen cada una de las funciones realizadas por el computador de a bordo, esquematizadas en la Figura 3.2 y subdivididas en los sistemas de navegación, guiado y control. Además, se describe la base de datos de navegación incluida en los computadores de a bordo y las funcionalidades exigidas por las aplicaciones PBN.

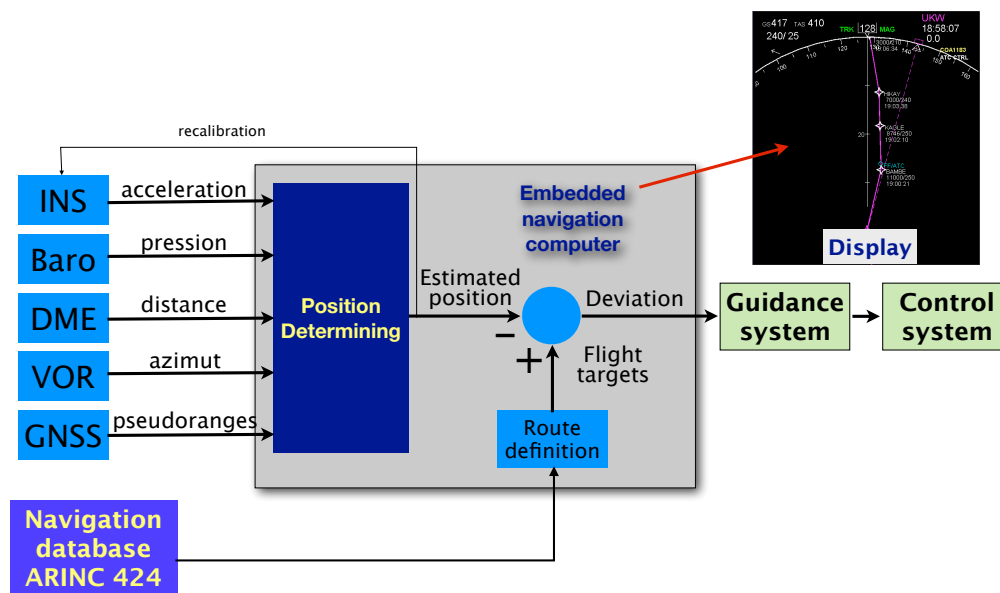


Figura 3.2: Esquema por bloques del computador de a bordo.

3.1. La base de datos de navegación

El FMS dispone de una base de datos de navegación que ayuda a la tripulación a planificar el plan de vuelo y modificarlo posteriormente si fuera necesario. La base de datos es de ámbito global y contiene la siguiente información [6]:

- Waypoints.
- Radioayudas: posición, elevación, frecuencia, variación magnética y tipo (VOR, DME, VORTAC, TACAN, NDB).
- Aerovías: identificador, número de secuencia, waypoints y rumbo magnético.
- Aeropuertos: identificador, posición, elevación y aeropuerto alternativo.
- Pistas de aterrizaje: longitud, orientación, posición y elevación.
- Procedimientos de llegada y aproximación: códigos OACI, tipo (SID, STAR) y perfil vertical.

La mayoría de computadores de a bordo son capaces de sintonizar de forma automática las distintas radioayudas que se encuentran dentro del rango de alcance para obtener la mejor estimación en función de la distancia a las estaciones de tierra y su posición relativa.

Dado que la seguridad de las aplicaciones de navegación depende de la precisión, resolución e integridad de la información contenida en estas bases de datos de navegación, el proceso desde el que se originan los datos hasta que se utilizan a bordo del vehículo debe estar validado según lo detallado en el Anexo 15 de [30]. Esta información, que se publica a través de los AIP de los distintos Estados miembros de la OACI y se actualiza siguiendo el ciclo AIRAC de 28 días [16], se codifica siguiendo el estándar ARINC 424 [3].

3.1.1. ARINC 424 y las terminaciones de trayectoria

Como se ha mencionado, el proceso entre la generación de los datos de navegación hasta su utilización a bordo de la aeronave es fundamental para garantizar la seguridad de las operaciones de vuelo. Por ello, los datos de navegación y comunicaciones contenidos en la base de datos del FMS están codificados según el estándar ARINC 424 para la preparación y transmisión de información en los sistemas embarcados [17]. Este estándar especifica un formato de archivo en el que cada línea contiene 132 bytes con información sobre un elemento concreto, como un aeropuerto, aerovía, radioayuda, etc.

Además de la descripción del formato para los archivos de la base de datos, ARINC 424 proporciona una serie de normas sobre la interpretación de las publicaciones AIP. Entre ellas destaca la terminología empleada para la codificación de procedimientos instrumentales en el área terminal (SID, STAR y aproximaciones). Introduce el concepto de terminaciones de trayectoria o *path terminators* que posteriormente adopta OACI para la navegación PBN [32].

3.1.2. Terminaciones de trayectoria

Las terminaciones de trayectoria son códigos de dos letras que definen trayectorias elementales con unas características dadas y una condición específica de terminación. Una secuencia de estas trayectorias elementales conforman un procedimiento de vuelo SID, STAR o RNAV/RNP completo que se puede codificar e interpretar en la base de datos de navegación de la aeronave sin ambigüedades [29].

Respecto a la nomenclatura del path terminator, la primera letra define el tipo de tramo y la segunda el tipo de terminación. La Tabla 3.1 describe las posibles combinaciones que dan lugar a distintos tipos de segmentos de vuelo. Actualmente hay 23 terminaciones de trayectoria definidos en ARINC 424, pero no todos ellos son válidos en aplicaciones RNAV/RNP. Los procedimientos RNAV solamente pueden

contener 14 tipos de terminaciones (IF, TF, DF, CA, CF, FA, FM, HM, HA, HF, RF, VA, VI, VM), mientras que los RNP solamente 4 (IF, TF, RF, HM). El resto de códigos no implementados en procedimientos RNAV/RNP son FC, FD, CD, CI, CR, AF, VD, VR y PI. A continuación se describe cada una de las terminaciones utilizadas en aplicaciones PBN.

Tabla 3.1: Codificación de las terminaciones de trayectoria. Fuente: [13]

Trayectoria		Terminación	
A	Arco DME constante	A	Altitud
C	Ruta	C	Distancia
D	Derrota directa	D	Distancia DME
F	Ruta desde un punto	F	Punto de referencia
H	Circuito de espera	I	Siguiente segmento
I	Inicial	M	Manual
R	Radio constante	R	Radial
T	Derrota entre puntos		
V	Rumbo		

Punto de referencia inicial (IF)

El punto de referencia inicial (*Initial Fix*, IF) indica el comienzo de un procedimiento RNAV/RNP definido mediante path terminators. De forma aislada no identifica ninguna trayectoria, pero empleado en conjunto con el indicador del siguiente tramo determina el primer segmento de ruta.

Derrota hasta punto de referencia (TF)

El tramo definido a partir de la derrota hasta el punto de referencia (*Track to Fix*, TF, ver Figura 3.3) es el segmento principal de los procedimientos RNAV/RNP. Define un círculo máximo entre el punto de destino y el punto de terminación anterior. Es la única terminación de trayectoria que se puede utilizar durante la fase de vuelo en ruta.

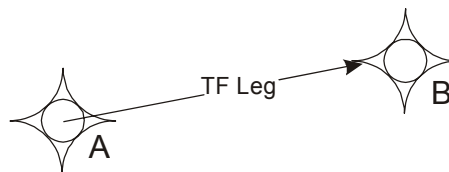


Figura 3.3: Terminaciones de trayectoria: TF. Fuente: [29]

Directo a punto de referencia (DF)

Un tramo de ruta directo al punto referencia (*Direct to Fix*, DF, ver Figura 3.4) define un segmento recto desde una posición inicial incierta -la posición de la aeronave en el momento de comenzar el tramo- hasta el punto de terminación definido. Por tanto, determina un segmento de vuelo variable y no predecible, aunque minimiza la distancia recorrida.

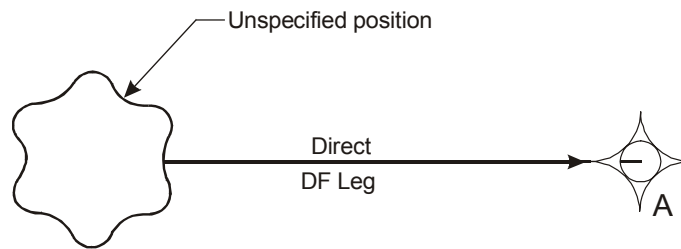


Figura 3.4: Terminaciones de trayectoria: DF. Fuente: [29]

Rumbo hasta una altitud (CA)

El segmento definido a partir de un rumbo hasta una cierta altitud (*Course to an Altitude*, CA, ver Figura 3.5) finaliza en una posición no determinada que depende de la tasa de ascenso de la aeronave y las condiciones atmosféricas. Se emplea para la trayectoria inicial de las salidas normalizadas SID. Durante estos segmentos el rumbo de vuelo se ajusta para tener en cuenta el efecto del viento.

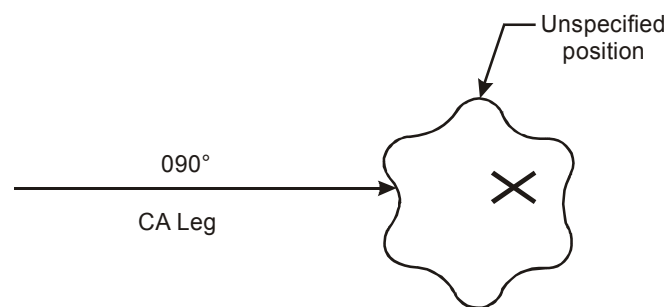


Figura 3.5: Terminaciones de trayectoria: CA. Fuente: [29]

Rumbo hasta punto de referencia (CF)

Los tramos definidos a partir de un rumbo hasta un punto de referencia (*Course to Fix*, CF, ver Figura 3.6) suelen utilizarse para determinar el tramo final de una

aproximación RNAV, después de un FA en una salida o en las aproximaciones frustradas con el objetivo de limitar la dispersión de las derrotas. Durante estos segmentos el rumbo de vuelo se ajusta para tener en cuenta el efecto del viento.

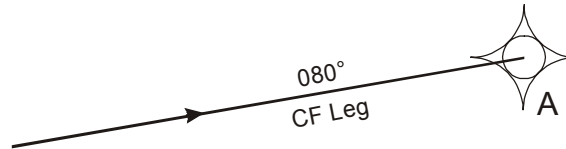


Figura 3.6: Terminaciones de trayectoria: CF. Fuente: [29]

Rumbo desde un punto de referencia hasta una altitud (FA)

Los tramos definidos a partir de un rumbo desde un punto de referencia (*Fix to an Altitude*, FA, ver Figura 3.7) definen la trayectoria desde un punto inicial hasta que la aeronave alcanza o supera una determinada altitud de vuelo en una posición indeterminada. Por tanto, las trayectorias resultantes no son predecibles o repetibles ya que dependen del comportamiento de la aeronave. Suele utilizarse en los procedimientos de aproximación frustrada. Durante estos segmentos el rumbo de vuelo se ajusta para tener en cuenta el efecto del viento.

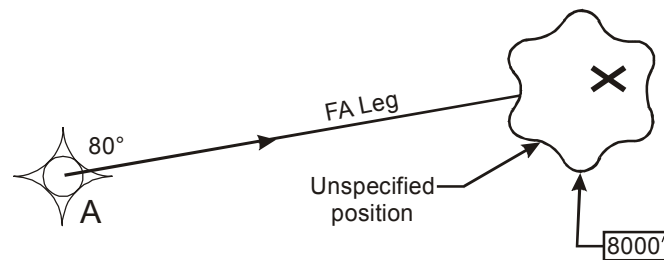


Figura 3.7: Terminaciones de trayectoria: FA. Fuente: [29]

Rumbo desde un punto de referencia hasta una terminación manual (FM)

El tramo marcado con un rumbo desde un punto de referencia inicial hasta una terminación manual (*Fix to Manual termination*, FM, ver Figura 3.8) determina un rumbo de vuelo prescrito hasta la intervención del piloto, cuando recibe un nuevo vector radar. Durante estos segmentos el rumbo de vuelo se ajusta para tener en cuenta el efecto del viento.

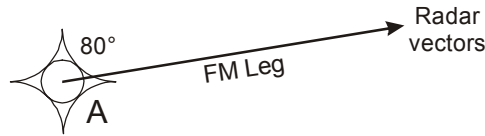


Figura 3.8: Terminaciones de trayectoria: FM. Fuente: [29]

Espera en hipódromo (HM, HA, HF)

Las terminaciones de espera en hipódromo definen los circuitos de espera del inicio de la aproximación al aeropuerto de destino alrededor de un punto inicial (ver Figura 3.9). Existen tres posibles condiciones de finalización del procedimiento: con terminación manual (*Holding/Racetrack to Manual termination*, HM); con terminación a una determinada altitud (*Holding/Racetrack to an Altitude*, HA); y con terminación en el punto de inicio tras una vuelta completa (*Holding/Racetrack to Fix*, HF).

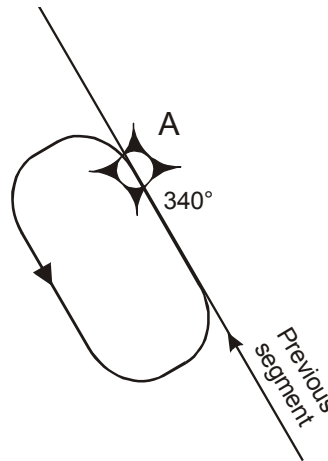


Figura 3.9: Terminaciones de trayectoria: HM. Fuente: [29]

Arco de radio constante hasta un punto de referencia (RF)

El tramo definido como un arco de radio constante hasta un punto de referencia (*Radius to Fix*, RF, ver Figura 3.10) determinan una trayectoria circular alrededor del centro de giro hasta alcanzar el punto de terminación. La base de datos de navegación contiene el centro de giro, la dirección y el punto de terminación. Con estos datos, el FMS calcula el radio de giro como la distancia desde el centro de giro hasta el punto de terminación para efectuar la maniobra partiendo del punto de terminación anterior. Es importante que este código de terminación solamente está disponible para los sistemas RNP y no para aquellos RNAV.

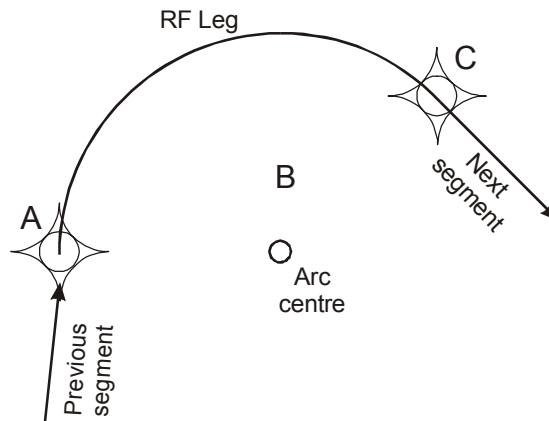


Figura 3.10: Terminaciones de trayectoria: RF. Fuente: [29]

Rumbo de aeronave hasta una altitud determinada (VA)

El tramo definido mediante un rumbo hasta una altitud de destino (*Heading to an Altitude*, VA, ver Figura 3.11) determina un rumbo de vuelo hasta alcanzar la altitud objetivo en una posición indeterminada. Suele utilizarse en salidas paralelas a partir del rumbo inicial de la aeronave.

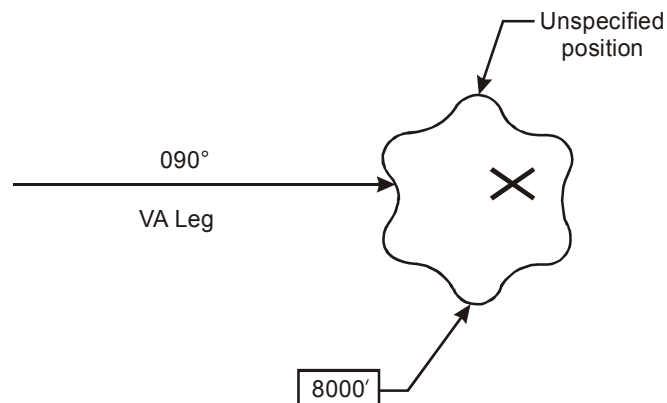


Figura 3.11: Terminaciones de trayectoria: VA. Fuente: [29]

Rumbo de aeronave hasta una interceptación (VI)

El tramo definido mediante un rumbo hasta la interceptación de un nuevo segmento (*Heading to an Intercept*, VI, ver Figura 3.12) determina el rumbo de interceptación que debe seguir la aeronave hasta alcanzar el siguiente tramo de vuelo.

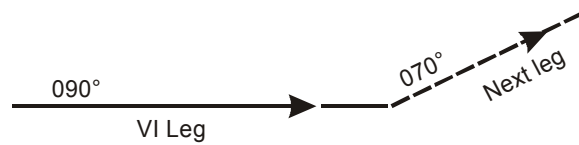


Figura 3.12: Terminaciones de trayectoria: VI. Fuente: [29]

Rumbo de aeronave hasta una terminación manual (VM)

El segmento definido mediante un rumbo hasta que se proporcione un nuevo vector radar al final de un procedimiento (*Heading to Manual termination*, VM, ver Figura 3.13) proporciona una funcionalidad similar al FM. La aeronave mantiene un rumbo de vuelo hasta que se produce la intervención del piloto.

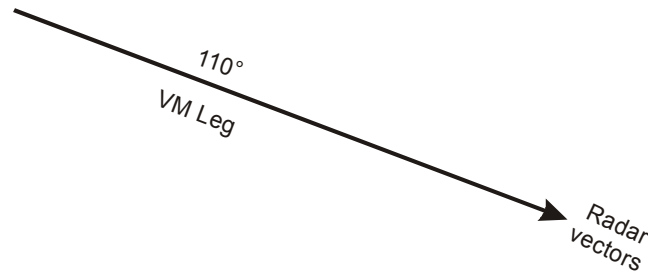


Figura 3.13: Terminaciones de trayectoria: VM. Fuente: [29]

3.1.3. Reglas de codificación de terminación de trayectorias

Una vez descritas las terminaciones de trayectoria utilizadas en ARINC 424 para codificar los procedimientos de vuelo, [29] introduce algunas reglas de diseño de conformidad con las reglas establecidas en ARINC 424-15 y ARINC 424-17 y que incluyen información sobre:

- El tipo de terminaciones que se posible utilizar según la fase de vuelo.
- Las secuencias de terminaciones válidas y las más recomendadas.
- Los datos requeridos para definir cada tipo de terminación.

Aunque las reglas completas se pueden encontrar en dicho documento, es importante resaltar algunas referentes a la secuenciación y a su definición:

- FA, CA y VA deberían estar seguidos de DF o CF (se recomienda DF);

Tabla 3.2: Información requerida en la definición de path terminators. Fuente: [29]

<i>Path terminator</i>	<i>Waypoint identifier</i>	<i>Flyover</i>	<i>Turn direction</i>	<i>Recommended Navaid</i>	<i>Distance from Navaid</i>	<i>Bearing from Navaid</i>	<i>Magnetic course</i>	<i>Path length</i>	<i>Altitude restriction 1</i>	<i>Altitude restriction 2</i>	<i>Speed limit</i>	<i>Vertical angle</i>	<i>Arc centre</i>
CA			0				✓		6		0		
CF	✓	1	0	✓	✓	✓	✓		0	0	0	0	
DF	✓	1	0	0	0	0			0	0	0		
FA	✓		0	✓	✓	✓	✓		6		0		
FM	✓		0	✓	✓	✓	✓		0		0		
HA	✓		0	0	0	0	✓	✓	6		0		
HF	✓		0	0	0	0	✓	✓	0		0		
HM	✓		0	0	0	0	✓	✓	0		0		
IF	✓			0	0	0			0	0	0		
RF	✓	0	✓	0		2	3	5	0	0	0	0	✓
TF	✓	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
VA			0				4		6		0		
VI		0	0	0			4		0	0	0		
VM	0		0				4		0		0		

✓ — Required

0 — Optional

1 — Required for CF/DF and DF/DF combinations only.

2 — Inbound tangential track

3 — Outbound tangential track

4 — Heading not course

5 — Along track distance

6 — Altitude at or above

Shaded spaces represent data that are not applicable to that path terminator.

- TF con fly-over solamente puede estar seguido de TF o CF;
- si un procedimiento requiere un tramo DF después de una transición fly-over, el tramo anterior se codificará como CF o DF;
- DF no puede seguir a un punto de terminación con transición fly-by;
- el punto de recorrido al comienzo y al final de un tramo RF no se codifica como fly-over.

Además, la Tabla 3.2 recoge la información que se debe definir y aportar al utilizar cada tipo de terminación de trayectoria.

3.2. Subsistema de navegación

El FMS combina la información de las distintas fuentes disponibles a bordo de la aeronave para proporcionar la mejor estimación del estado completo del vehículo. Cada aeronave puede disponer de un conjunto distinto de fuentes de navegación, pero en general, los sensores más habituales son tubos de pitot, acelerómetros, giróscopos y receptores para navegación por satélite, VOR y DME.

Para mejorar la precisión del sistema de navegación se suele utilizar una combinación óptima de las señales disponibles. Estas señales son procesadas y filtradas mediante filtros de Kalman o de media móvil para lograr una mejor estimación (ver Capítulo 5). De este modo, la precisión lograda depende del tipo de sensor utilizado, que como se ha mencionado en el Capítulo 2, debe satisfacer los requisitos impuestos por la especificación de navegación de la aplicación PBN. Finalmente, los cálculos realizados por el FMS se realizan a partir de los datos más precisos que, ordenados de mayor a menor [6], son:

- Navegación inercial y GNSS
- Navegación inercial y DME/DME
- Navegación inercial y VOR/DME
- Navegación inercial

Además, el FMS realiza una serie de análisis de la información recibida de cada sensor para garantizar la integridad de los datos que se van a utilizar. Para los datos recibidos por satélite, cuando el receptor tiene cinco satélites en línea de visión, los sistemas RAIM son capaces de detectar el fallo de alguno de ellos; además, con más de cinco satélites también puede detectar cuál de ellos está fallando para dejar de utilizarlo [4]. Respecto a las señales proporcionadas por estaciones en tierra (VOR y DME), el FMC comprueba que los datos obtenidos sean razonables [32]. Así, cuando no se reciba señal GNSS o ésta no cumpla las pruebas de integridad, el sistema de navegación tratará de estimar la posición primero mediante un conjunto de estaciones DME, y si no fuera posible, mediante la combinación de VOR y DME. En caso de que en la zona sobrevolada no hubiera ninguna radioayuda terrestre o los datos suministrados no fueran fiables, el sistema de navegación se basaría solamente en la navegación inercial para estimar la posición del vehículo.

3.3. Subsistemas de guiado y control

Los subsistemas de guiado y control del vehículo utilizan la información proporcionada por el módulo de navegación y el plan de vuelo definido para dirigir la aeronave a lo largo de la ruta prevista, tanto en el plano lateral como vertical. El FMS debe ser capaz de seguir trayectorias con fiabilidad, repetibilidad y predictibilidad. El módulo de guiado compara la posición estimada con el perfil lateral de referencia y genera los comandos necesarios para cancelar los errores de seguimiento. Estos comandos se utilizan directamente en el sistema de control automático para calcular las acciones de control sobre elevadores, alerones, timón de cola y planta propulsora, o bien se muestran al piloto mediante el Flight Director para que realice el control manual.

En aquellas especificaciones de navegación revisadas en el Capítulo 2 en las que se incluye el perfil vertical, el módulo de guiado también debe generar comandos para que el ángulo de la trayectoria vertical o la altitud seguida se ajusten a las restricciones del plan de vuelo. Además, algunos FMS tienen la capacidad de gestionar el perfil vertical mediante criterios de rendimiento, utilizando modelos aerodinámicos, propulsivos y atmosféricos para calcular altitudes y velocidades óptimas en cuanto a consumo de combustible o tiempo de vuelo.

3.4. Funciones específicas requeridas por aplicaciones PBN

Las aplicaciones PBN requieren la capacidad de volar rutas manteniendo la fiabilidad, repetibilidad y predictibilidad de las trayectorias para mejorar la capacidad y eficiencia del espacio aéreo. Estas características imponen unos requisitos adicionales para los sistemas de gestión de vuelo, que deben incorporar funciones específicas para realizar determinadas operaciones. Estas funciones incluyen realizar transiciones fly-by, volar trayectorias curvas de radio definido, ejecutar rutas en paralelo y definir circuitos de espera en los aeropuertos de destino.

3.4.1. Transiciones fly-by

Las transiciones fly-by son maniobras en las que se anticipa el giro antes de alcanzar un punto de ruta para interceptar el siguiente segmento rectilíneo mediante una trayectoria suavizada. De este modo, se evita sobrepasar la ruta definida, reduciendo el error lateral y el tiempo de vuelo requerido. La distancia de anticipación a la que comienza la maniobra debe calcularla en FMS en función de la velocidad de vuelo,

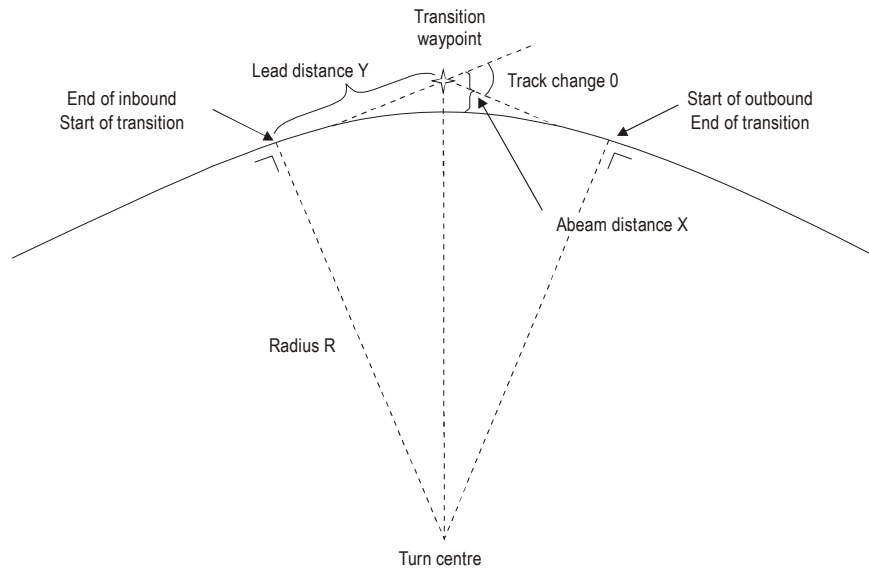


Figura 3.14: Transiciones de radio definido. Fuente: [32]

la maniobrabilidad de la aeronave, las condiciones de viento y el cambio del ángulo de derrota. Por tanto, es una distancia variable, lo que supone que la trayectoria no esté completamente definida durante los tramos de transición.

3.4.2. Trayectorias curvas de radio definido

Las trayectorias curvas pueden ser de dos tipos, según se definan para la fase de vuelo en ruta o durante las operaciones de aproximación y en área terminal. Durante la fase de vuelo en ruta se utilizan en las transiciones entre dos segmentos rectilíneos y se les conoce como giros o transiciones de radio definido (*Fixed Radius Transitions*, FRT, ver Figura 3.14). Estos giros se utilizan en algunas especificaciones de navegación para sustituir a las maniobras fly-by ya que, al no ser dependientes de las condiciones de vuelo o la maniobrabilidad de la aeronave, permiten definir de forma precisa la trayectoria seguida. Esto permite reducir las distancias mínimas de separación entre aeronaves y definir rutas paralelas, lo que en conjunto supone un aumento de la capacidad del espacio aéreo. Las maniobras FRT se definen en [32] con radios de 22,5 NM para rutas por encima de FL 195 y de 15 NM por debajo. Respecto a las trayectorias curvas durante las fases de aproximación y en área terminal, corresponden a los tramos RF ya definidos en Subsección 6.3.5 a partir del radio, la longitud y el punto de referencia final de la maniobra.

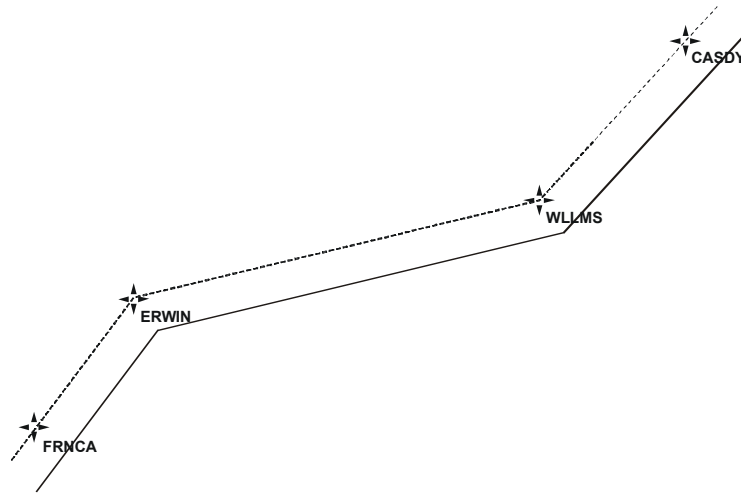


Figura 3.15: Rutas paralelas. Fuente: [32]

3.4.3. Rutas paralelas

Algunas de las especificaciones de navegación diseñadas para la fase de vuelo en ruta incluyen de manera opcional o como requisito específico la posibilidad de volar tramos en paralelo a la ruta prevista, como se muestra en la Figura 3.15. La separación lateral se especificaría por control de tráfico en incrementos de 1 NM hasta un máximo de 20 NM como solución táctica (temporal) o estratégica (permanente) a una determinada situación de tráfico aéreo. En [32] se recomienda interceptar cada nueva orden de separación con ángulos de 45° e indica que la separación se debe cancelar antes del área terminal o, al comenzar un procedimiento de aproximación, en el waypoint de espera.

3.4.4. Circuitos de espera

Como se ha mencionado, los Path Terminators HA, HF y HM permiten definir circuitos de espera de precisión para aplicaciones PBN alrededor de los aeropuertos. El FMS facilita la operación en este tipo de maniobras definiendo la trayectoria de entrada hacia el waypoint de espera, la dirección de giro del circuito y el tipo de tramos rectilíneos (basados en tiempo de vuelo o distancia), así como la maniobra de salida del circuito.

Capítulo 4

Sensores para navegación y modelos de error

El sistema de navegación es el encargado de determinar el estado de la aeronave de forma precisa, garantizando la integridad de la información. Esto incluye una estimación de la posición, velocidad y actitud del vehículo. Para ello existen distintas fuentes de medida que el FMS o computador de a bordo se encarga de procesar y fusionar, de modo que la información proporcionada al piloto o al sistema de control automático sea veraz y fiable.

Los sistemas de navegación pueden dividirse entre autónomos y no autónomos. Los sistemas de navegación autónomos son aquellos que no necesitan ningún elemento ni señal externo a la aeronave para determinar la posición. Por su parte, los sistemas de navegación no autónomos dependen de estaciones o balizas externas utilizadas como referencia, que proporcionan distinta información con la cual se puede determinar la posición. Entre los primeros se encuentra la navegación inercial y la navegación a estima o *dead reckoning*. Entre los segundos, la navegación por satélite, elemento central de los nuevos sistemas de navegación, así como del concepto de Navegación Basada en Prestaciones; y la navegación basada en radioayudas terrestres, incluyendo la navegación VOR/DME y DME/DME.

Normalmente, los FMS combinan la información de distintas fuentes para monitorizar el funcionamiento de los sensores de navegación y corregir las fuentes de error de cada uno de ellos. Una vez estimada la posición, esta se representa un modelo terrestre cuya precisión respecto al modelo real resulta fundamental para garantizar la seguridad del vuelo.

El objetivo de este capítulo es diseñar un modelo de error de los distintos sensores utilizados en navegación aérea para simular su funcionamiento a partir de la información proporcionada por el simulador de vuelo X-Plane. Este programa modela la

dinámica de la aeronave y proporciona lecturas de su actitud durante el vuelo. Sin embargo, se trata de medidas ideales que no tienen en cuenta la precisión de cada sistema, ruidos de medida o posibles fallos de funcionamiento. Así, para tener en cuenta la influencia del error de navegación en la determinación de las prestaciones de navegación PBN, es necesario construir una serie de modelos de error que distorsionen las lecturas ideales.

Por tanto, en este capítulo se va a describir el sistema de navegación diseñado en Matlab/Simulink para el modelo de autopiloto desarrollado dentro del grupo de trabajo. A partir de los datos recibidos de X-Plane -enumerados en el Apéndice A-, que proporcionan el estado real de la aeronave simulada, se construirán distintos modelos de sensor a partir de modelos de error característicos acordes a su principio de funcionamiento. En concreto, en la Sección 4.2 se desarrolla un modelo de navegación por satélite; en la Sección 4.3 se describe el diseño de un sistema de navegación mediante radioayudas externas (VOR y DME); y en la Sección 4.4 se implementan los dos métodos de navegación autónoma: inercial y a estima. Además, en la Sección 4.5 se desarrollan los modelos de otros sensores necesarios para la navegación: el altímetro barométrico y dos observadores de estado para las variables de vuelo que no son directamente medibles. Para ello, en primer lugar, en la Sección 4.1 se describen los modelos terrestres a partir de los cuales proporcionan la información los distintos sensores de navegación.

4.1. Sistemas de coordenadas terrestres

Existen distintas aproximaciones para representar la forma de la Tierra. El más sencillo es el modelo esférico, con un radio medio de 6371 km, aunque esta aproximación difiere bastante de la forma real, ligeramente achatada en los polos y abultada en el Ecuador, con el hemisferio sur más voluminoso que el norte, junto con la rugosidad característica de la superficie terrestre [47]. No obstante, teniendo en cuenta que el punto más elevado sobre la superficie, el monte Everest, se encuentra a 8844 m, lo que supone un 0,14 % del radio medio de la Tierra, utilizar modelos para aproximar la forma del planeta es muy habitual en la mayoría de aplicaciones prácticas.

4.1.1. Elipsoide

Una aproximación consiste en considerar la Tierra como un elipsoide con centro en el centro de masas y en el que no se considera la orografía del terreno. El modelo matemático para esta representación viene caracterizado por el semieje mayor

Tabla 4.1: World Geodetic System 1984. Fuente: [51]

Parámetro	Símbolo	Valor
Semieje ecuatorial	a	6378137,0 m
Semieje polar	b	6356752,3142 m
Factor de achatamiento	$1/f$	298,257223563
Excentricidad	e	$8,1819190842622 \cdot 10^{-2}$
Velocidad de rotación de la Tierra	ω	$7292115,0 \cdot 10^{-11}$ rad/s
Constante gravitacional	GM	$3986004,418 \cdot 10^{-11}$ m ³ /s ²

o semieje ecuatorial a , que representa la distancia desde el centro de masas hasta la superficie terrestre, y el semieje menor o semieje polar b , que mide la distancia desde el centro de masas hasta uno de los polos. Así, la ecuación del elipsoide resulta:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (4.1)$$

En geodesia existen distintos modelos elipsoidales, llamados elipsoides de referencia y caracterizados por la relación entre sus semiejes. Esta relación suele expresarse a partir del factor de achatamiento f o, de forma equivalente, a partir de la excentricidad e . Ambos parámetros determinan la semejanza del elipsoide con el modelo esférico y se definen como:

$$f = 1 - \frac{b}{a}; \quad e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad (4.2)$$

Uno de los elipsoides de referencia más utilizados es el denominado *World Geodetic System 1984* (WGS 84), un estándar en cartografía, geodesia y navegación desarrollado por el Departamento de Defensa de Estados Unidos en 1984 que ha sufrido progresivas actualizaciones, la última en 2004, y sirve como referencia para el Sistema de Posicionamiento Global (GPS). La Tabla 4.1 recoge los parámetros característicos que definen este elipsoide. Otros modelos de referencia pueden encontrarse en [47].

4.1.2. Geoide

Pese a ser un modelo sencillo, el elipsoide no es una figura adecuada cuando se trata de medir altitudes. Dado que la mayor parte de la superficie terrestre está cubierta por mares y océanos, un segundo modelo de la forma de la Tierra, el geoide, deriva del nivel medio del mar. El nivel medio del mar (*Mean Sea Level*, MSL) depende del campo gravitatorio, cuya intensidad varía a lo largo de la superficie debido a las diferencias de densidad en la corteza terrestre. Así, el geoide representa la superficie

equipotencial del campo gravitatorio que mejor se ajusta al nivel medio global del mar [47]. Por tanto, por definición la superficie del geoide es perpendicular al vector gravitacional en la superficie.

En determinadas zonas de la superficie la diferencia entre el geoide y el elipsoide puede llegar a ser sustancial. A la diferencia -con signo- entre la altitud medida utilizando el elipsoide h respecto a la del geoide H sobre el mismo punto de la superficie se le llama altura del geoide N :

$$h = H + N \quad (4.3)$$

Las medidas tanto de h como de N son perpendiculares al elipsoide de referencia, mientras que las de H son perpendiculares a la superficie del geoide.

Por tanto, a diferencia del modelo matemático del elipsoide, la representación de la superficie terrestre obtenida a partir del geoide tiene en cuenta las topología del terreno ya que está basada en el vector gravitacional local. Esto tiene como inconveniente una mayor complejidad a la hora de representarlo ya que sería necesario realizar medidas en cada punto de la superficie para obtener el modelo completo. En la práctica el potencial gravitatorio se aproxima mediante un desarrollo en serie en esféricos armónicos [47]. Uno de los más utilizados es el *Earth Gravitational Model 1996* (EGM 96), desarrollado a partir de la colaboración entre la National Geospatial-Intelligence Agency (NGA), el Goddard Space Flight Center (GSFC) de la NASA y la Ohio State University. Se trata de un modelo de orden 360 que proporciona la altura del geoide por interpolación del modelo geopotencial de la Tierra utilizando una cuadrícula de 15 grados. Las diferencias entre la altitud medida respecto al elipsoide WGS 84 y al geoide EGM 96 se muestra en la Figura 4.1.

Al basarse en el nivel medio del mar, el geoide es el modelo respecto al que indica la altitud el baro-altímetro. Este instrumento, que se verá en mayor detalle en la Subsección 4.5.1. , calcula la altitud a partir de la diferencia de presión respecto al nivel del mar utilizando la atmósfera ISA. Por ello resulta importante recalcar que las medidas de altitud proporcionadas por el baro-altímetro y el GPS están referidas a modelos distintos, por lo que debe tenerse en cuenta la altura del geoide (Ecuación 4.3) a la hora de compararlas.

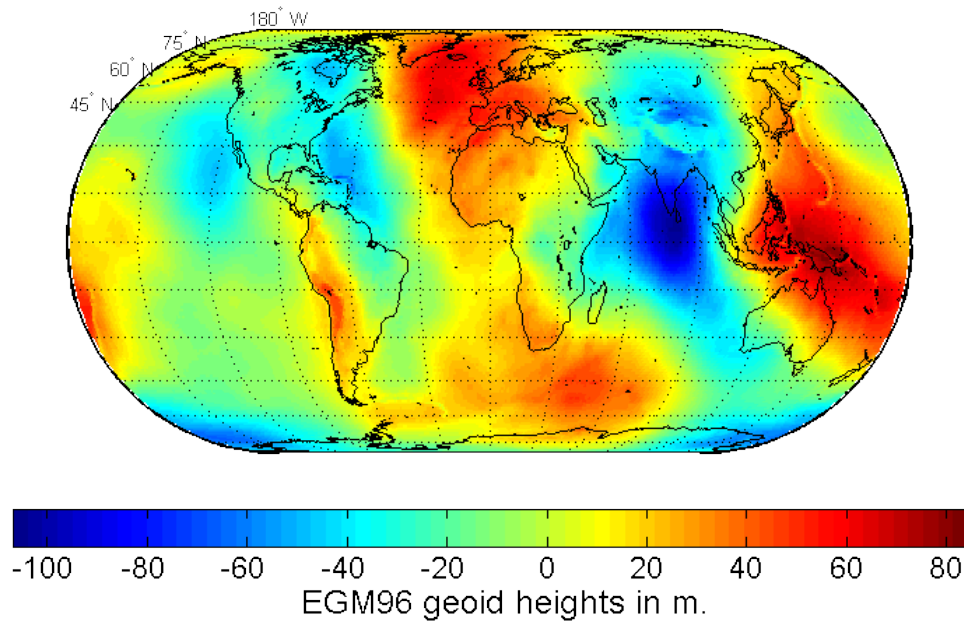


Figura 4.1: Earth Gravitational Model 1996. Fuente: [18]

4.2. Navegación por satélite

El sistema de navegación por satélite (*Global Navigation Satellite System*, GNSS) es el sistema de navegación principal en aeronaves modernas y elemento central de la navegación basada en prestaciones. Su operación se basa en la determinación de la posición por triangulación a partir de una constelación de satélites cuya posición es conocida en todo momento. El receptor GNSS utiliza la información transmitida por al menos cuatro satélites para calcular la distancia a cada uno de ellos a partir del tiempo transcurrido entre la transmisión y la recepción de la señal. Actualmente existen diversas constelaciones: GPS, GLONASS, Galileo, COMPASS-BeiDou, IRNSS y QZSS, de propiedad norteamericana, rusa, europea, china, india y japonesa, respectivamente, diseñadas con distintas órbitas y número de satélites, aunque con el mismo principio de funcionamiento.

Cada satélite transmite hacia la Tierra un código llamado CA (*Course/Acquisition code*) en el que incluye su posición (efemérides), el tiempo medido por un reloj atómico embarcado e información sobre el estado y la precisión del sistema. A partir de esta señal y de su velocidad de transmisión, el receptor calcula la distancia recorrida como la diferencia de tiempos entre su reloj y el del satélite. A esta distancia medida como un lapso de tiempo se le llama pseudo-rango.

Recibiendo esta información de al menos cuatro satélites y cargando algún modelo

terrestre -generalmente el elipsoide WGS 84 (ver Subsección 4.1.1)-, el receptor es capaz de calcular su posición (latitud, longitud y altitud) y procesar dos medidas adicionales importantes: la velocidad del vehículo respecto al suelo (*Ground speed*, GS) y el ángulo de la trayectoria horizontal (*Horizontal path angle*, hpath), variables fundamentales para navegación y que además permiten estimar las condiciones de viento a bordo utilizando información del resto de sensores.

La precisión lograda en la estimación de la posición depende del número de satélites visibles en cada momento y de su posición relativa respecto al receptor: cuanto más alejados estén entre sí y cuanto más cercanos a la línea del horizonte, mayor precisión se logrará en la estimación. Además, cuando el receptor tiene en línea de visión más de cuatro satélites es capaz de verificar la integridad de las señales recibidas a través del sistema RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*). Utilizando cinco satélites o una combinación de cuatro y un baro-altímetro, el sistema es capaz de utilizar la información redundante para comprobar si se ha recibido algún dato anómalo. Si además dispone de un satélite adicional, el sistema RAIM puede incluso determinar cuál de los satélites es el que está funcionando de modo erróneo y dejar de utilizarlo, garantizando la integridad de la solución.

4.2.1. Fuentes de error

El error en el cálculo del tiempo de transmisión de la señal supone que la distancia entre el transmisor y receptor utilizada para calcular la solución sea diferente de la real. Los factores que pueden degradar la señal GNSS y por tanto afectar a la precisión del sistema se dividen entre aquellos originados en el segmento espacial, en la propagación de la señal y en el receptor. Se consideran los siguientes factores [41], que determinan el llamado *User Equivalent Range Error* (UERE):

- Errores de efemérides: conocer la posición exacta de los satélites resulta fundamental para calcular la posición del receptor. No obstante, es posible que los satélites se desvíen de sus órbitas calculadas, resultando en una diferencia entre la posición real y la efemérides transmitida en el mensaje que se traduce en un error en el vector transmisor-receptor, y por tanto en el cálculo del pseudo-rango. Además, hasta el año 2000 el Departamento de Defensa de Estados Unidos modificaba artificialmente los datos de la efemérides para degradar las prestaciones en aplicaciones civiles, a lo que se llamaba disponibilidad selectiva (*Selective Availability*, SA), aunque actualmente ya no se activa.

- Retrasos debidos a la ionosfera y la troposfera: en el cálculo de los pseudo-rangos se consideraba que la señal se propagaba a la velocidad de la luz en el vacío, lo que solamente es válido en el segmento espacial. Sin embargo, la propagación de la onda electromagnética se ralentiza a medida que pasa por las distintas capas de la atmósfera. En la ionosfera, el índice de refracción depende de la frecuencia de la señal, lo que permite evaluar el tiempo de retraso transmitiendo dos señales a distinta frecuencia; así, es posible obtener un modelo sencillo con el que compensar parcialmente su efecto sobre la señal. No obstante, este análisis no se puede realizar en la troposfera, donde la composición del aire es más variable; así, un posible método para reducir el error debido a la troposfera consiste en reducir la distancia de paso por esta capa utilizando geometrías satelitales con mayores ángulos de elevación [40].
- Propagación de la señal multicamino: ocurre cuando la señal llega al receptor tras reflejarse en ciertos objetos. Al aumentar la distancia de transmisión respecto a la señal principal en línea recta entre satélite y receptor, el incremento de tiempo se traduce en errores en el cálculo de la solución.
- Número de satélites visibles y geometría de la constelación: como se ha mencionado, son necesarios al menos cuatro satélites para resolver las ecuaciones de navegación. Sin embargo, cuanto mayor sea el número de satélites visibles, mayor será la precisión disponible. Esto es debido a que no todas las geometrías de satélites son igualmente precisas; cuanto mayor sean los ángulos relativos entre ellos, mayor precisión se obtendrá en la solución. Así, tener mayor número de satélites visibles permite seleccionar mejores geometrías. Además, cuando se tienen más de cinco satélites visibles se pueden utilizar sistemas RAIM para detectar posibles fallos en el segmento espacial y dejar de utilizar el satélite erróneo.
- Errores en los relojes del satélite y receptor: como se ha mencionado, los cálculos de posición del GNSS se realizan a partir de los tiempos de transmisión de la señal en el satélite y de llegada en el receptor. Por tanto, las derivas en ambos relojes pueden afectar a la precisión lograda en la estimación. Los satélites utilizan relojes atómicos, muy precisos pero que pueden sufrir derivas del orden de milisegundos, suficientes para afectar a la precisión. No obstante, es posible minimizar estos errores a través de estaciones en tierra que corrigen los cálculos y transmiten las correcciones de la señal a los receptores. Esta es la filosofía

del GPS diferencial (DGPS), capaz de mejorar la precisión hasta el orden de centímetros. Respecto a los receptores, estos no utilizan relojes atómicos debido a su coste, por lo que su contribución al error de estimación es mayor.

[4] presenta una estimación de la contribución de cada fuente de error, siendo el retraso debido a la ionosfera la componente predominante. No obstante, la precisión final del receptor depende del fabricante, que la publica en la hoja de especificaciones del producto. Además, el error estimado de posición (*Estimated Position Error*, EPE) del GNSS depende de la geometría de los satélites visibles en cada instante. El parámetro *Dilution of Precision* (DOP) es un factor que multiplica a la incertidumbre asociada al UERE, estimado de forma continua en el receptor y que sirve como indicativo de la fortaleza de la geometría: cuando los satélites están separados entre sí y cercanos a la línea del horizonte, DOP toma valores cercanos a 1, mientras que si están agrupados o sobre la vertical del receptor, el factor empeora la precisión de la posición tomando valores cercanos a 2 [54]:

$$EPE(1\sigma) = DOP \cdot UERE \quad (4.4)$$

Los receptores GNSS monitorizan distintas componentes del DOP, como el *Horizontal Dilution of Precision* (HDOP), el *Vertical Dilution of Precision* (VDOP) o el *Position Dilution of Precision* (PDOP)-, indicativos de la incertidumbre de la posición en el plano horizontal, vertical y en las 3 dimensiones, respectivamente. Estos factores varían según la posición y la hora del día de acuerdo con las órbitas de la constelación de satélites. Por ello, existen diversas aplicaciones capaces de predecir su valor en el tiempo para determinar cuándo se dan las mejores condiciones de funcionamiento.

4.2.2. Simulación de un modelo GNSS para X-Plane

Dado que el software X-Plane no proporciona medidas de los pseudo-rangos y la simulación de una constelación de satélites GNSS se aleja de los objetivos de este trabajo (en [2] se aborda una aproximación), el diseño del modelo de navegación GNSS se ha realizado degradando las medidas reales obtenidas del simulador de vuelo de acuerdo con las propiedades ofrecidas por un receptor típico utilizado en aviación. En concreto, el modelo se ha desarrollado según las características proporcionadas por el sistema Garmin GNS 430 [23], cuyas prestaciones se recogen en la Tabla 4.2.

Tabla 4.2: Prestaciones Garmin GNS 430. Fuente: [23]

Parámetro	Valor
Tiempo de adquisición	45 s en frío, 12 s en caliente
Frecuencia de actualización	1 Hz
Precisión en posición	15 m RMS
Precisión en posición con sistema de aumentación	1-5 m RMS
Precisión en velocidad	0,1 kt RMS

Entradas al modelo

Las entradas al modelo son las siguientes lecturas recibidas del simulador:

- Latitud real
- Longitud real
- Altitud real

Modelo de error

Para diseñar el modelo de error del GNSS se parte de los datos de precisión de un receptor tipo recogidos en la Tabla 4.2. Respecto al plano horizontal, se considera que si la varianza del error es la misma en cada dirección del plano -lo que no es completamente cierto-, el error horizontal del sistema GNSS se ajusta a una distribución de Weibull caracterizada por el factor de forma β y el factor de escala η . [52] determina el factor de forma en $\beta = 2$. En cuanto al factor de escala, se diseña para que la precisión horizontal tenga un RMS conforme a lo especificado en Tabla 4.2. No obstante, como el modelo de error se va a aplicar sobre la componente de latitud y de longitud de forma independiente, debe tenerse en cuenta que la estadística del error no es la misma si se aplica sobre el plano que si se hace sobre cada dirección por separado. [52] presenta una tabla de conversión en la que establece que la probabilidad de que el error de posición horizontal sea menor que 15 m el 63 % del tiempo (RMS horizontal) es equivalente a que la probabilidad de que el error en componentes Norte-Este sea menor que $0,71 \times 15 \text{ m} = 10,65 \text{ m}$ durante el 68 % del tiempo (RMS en componentes N-E). Así, el factor de escala necesario para ajustar esta distribución es $\lambda = 9$. La media y la varianza resultantes con esta distribución son 7,98 m y $17,38 \text{ m}^2$, respectivamente. La Figura 4.2 muestra el histograma obtenido con 3500 muestras aleatorias y su función de distribución.

En cuanto al plano vertical, la precisión obtenida del GNSS siempre es peor que en el plano horizontal. [52] determina que la distribución del error se ajusta a una gaussiana, cuya media depende del modelo de receptor. Además, suele considerarse que el error vertical es 1,5 el del plano horizontal ([39], [5]). Así, el modelo de error diseñado para la medida de altitud del GNSS se ajusta a una distribución normal de media $\mu = 0$ y desviación típica $\sigma = 1,5 \cdot \sqrt{17,38} = 6,25$ m.

Además del modelo GNSS, se ha implementado el modelo del mismo receptor de navegación por satélite con sistema de aumentación. Como se recoge en la Tabla 4.2, el Garmin GNS 430 incluye una corrección diferencial (*Differential Global Positioning System*, DGPS) que permite mejorar la precisión del sistema hasta lograr un RMS de entre 1 y 5 m. Para modelarlo se ha seguido la misma estructura del modelo GNSS pero adaptando los parámetros de las distribuciones de Weibull y Gauss. Así, el error horizontal introducido en las medidas de latitud y longitud cuando se dispone de una corrección diferencial se ha implementado como un error aleatorio que se ajusta a una distribución de Weibull de parámetros $\beta = 2$ y $\lambda = 0,71$. En este caso, la media y la varianza de la distribución son 0,63 m y 0,11 m², respectivamente. La Figura 4.3 muestra el histograma obtenido con 3500 muestras aleatorias y su función de distribución. Respecto a la componente de error en el plano vertical, teniendo en cuenta las mismas consideraciones que en el modelo GNSS, se introduce un error gaussiano de media $\mu = 0$ y desviación típica $\sigma = 1,5 \cdot \sqrt{0,11} = 0,50$ m.

Una vez tenidas en cuenta estas consideraciones, el modelo de generación de ruido tanto para el sensor GNSS como para el DGPS se obtiene a través del siguiente proceso, ejecutado en Matlab a la frecuencia de muestreo del receptor (1 Hz):

1. Obtener lecturas de latitud, longitud, altitud en el simulador.
2. Realizar un cambio de coordenadas desde el sistema de referencia geodético (LLA) al sistema de referencia fijo centrado en la Tierra (ECEF) para representar las coordenadas en unidades de longitud. Puede utilizarse la función de Matlab `lla2ecef`.
3. En el plano horizontal, calcular las componentes de ruido como un valor aleatorio según una distribución de Weibull cuyos parámetros se han definido previamente. Puede utilizarse la función de Matlab `wblrnd(scale, shape)`. Sumar las componentes de ruido a la medida ideal.

4. En el plano vertical, calcular la componente de ruido como un valor aleatorio de distribución $(0, 6, 25)$. Puede utilizarse la función de Matlab `normrnd(mean, sigma)`. Sumar la componente de ruido a la medida ideal.
5. Deshacer el cambio de coordenadas. Puede utilizarse la función de Matlab `ecef2lla`.

Salidas del modelo

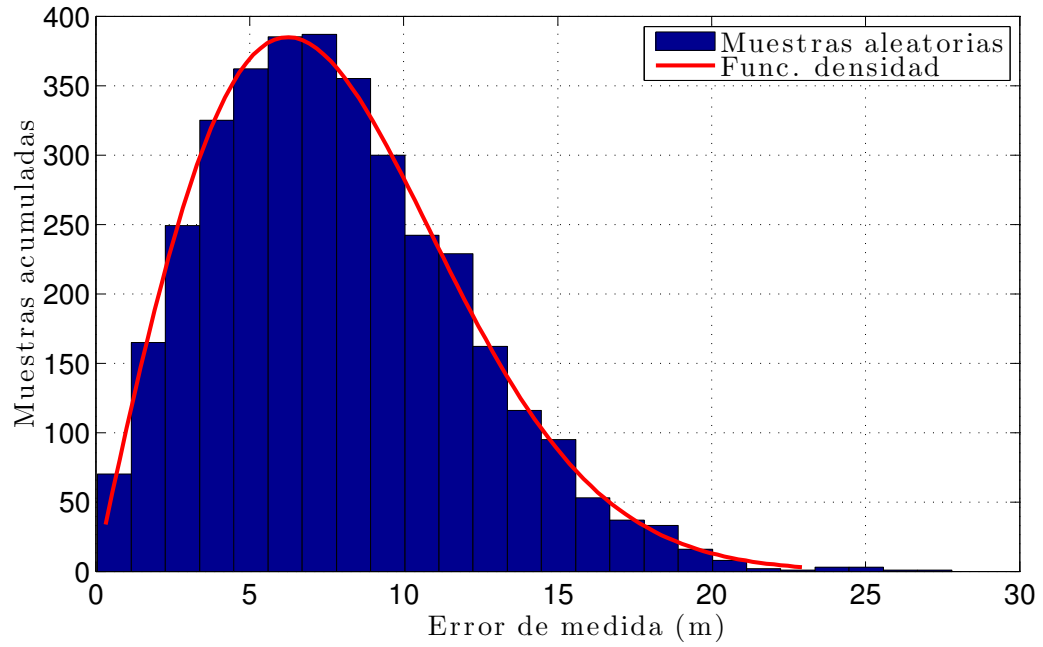
Las salidas del modelo son las siguientes variables obtenidas mediante el modelo de error descrito, actualizadas a la frecuencia de funcionamiento del sistema GNSS:

- Medida de latitud
- Medida de longitud
- Medida de altitud

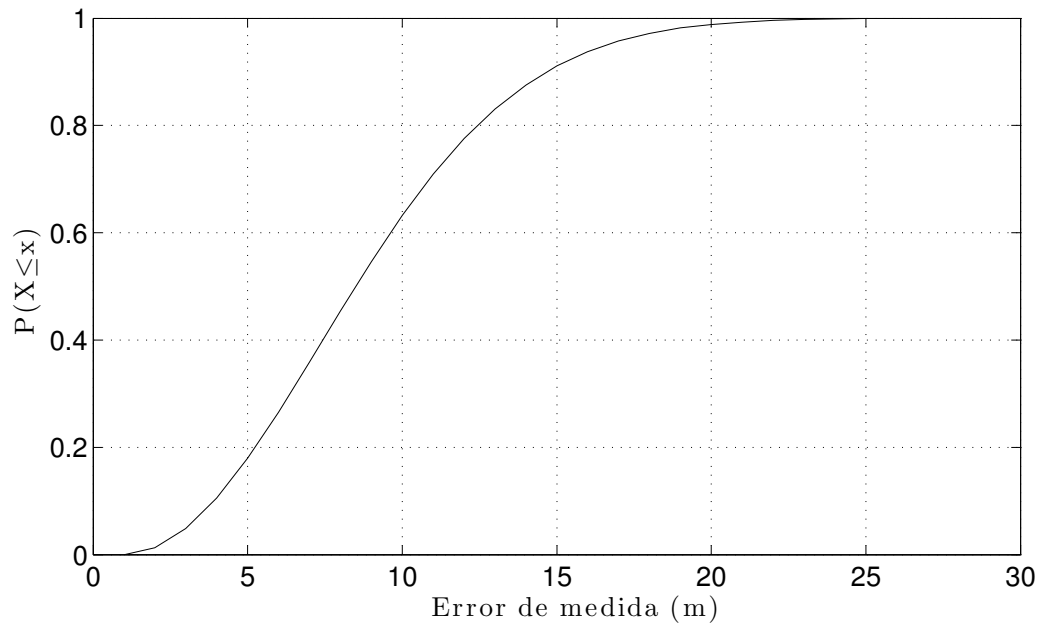
Además, el GNSS proporciona dos medidas adicionales deducidas de los datos anteriores:

- Medida de velocidad respecto al suelo
- Medida del ángulo de la trayectoria horizontal respecto al suelo

La velocidad respecto al suelo y el ángulo de la trayectoria horizontal se utilizan dos lecturas de posición consecutivas para calcular la distancia entre ellas; así, conociendo el tiempo transcurrido entre las medidas y la distancia, se obtiene la velocidad, y mediante el vector entre los dos puntos, el ángulo relativo. Para realizar estos cálculos se ha utilizado la función `loxodrome`, desarrollada mediante geometría esférica y descrita en el Apéndice A de [22]. Debe tenerse en cuenta que las medidas obtenidas mediante estos cálculos son muy ruidosas, por lo que resulta conveniente filtrarlas (ver Capítulo 5).

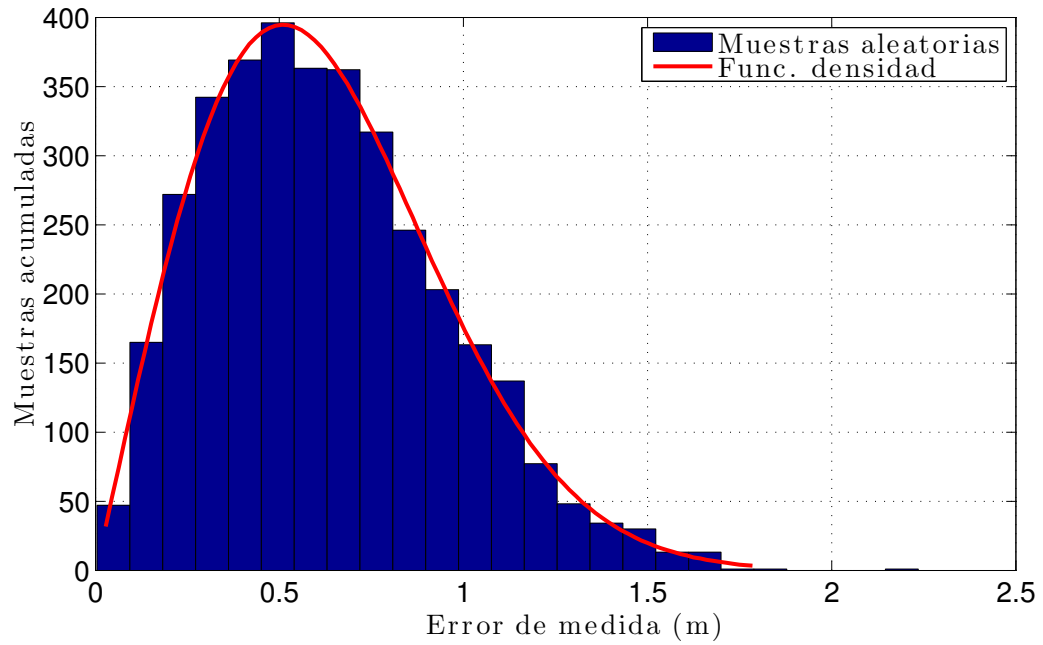


(a) Histograma con 3600 muestras aleatorias y función de densidad.

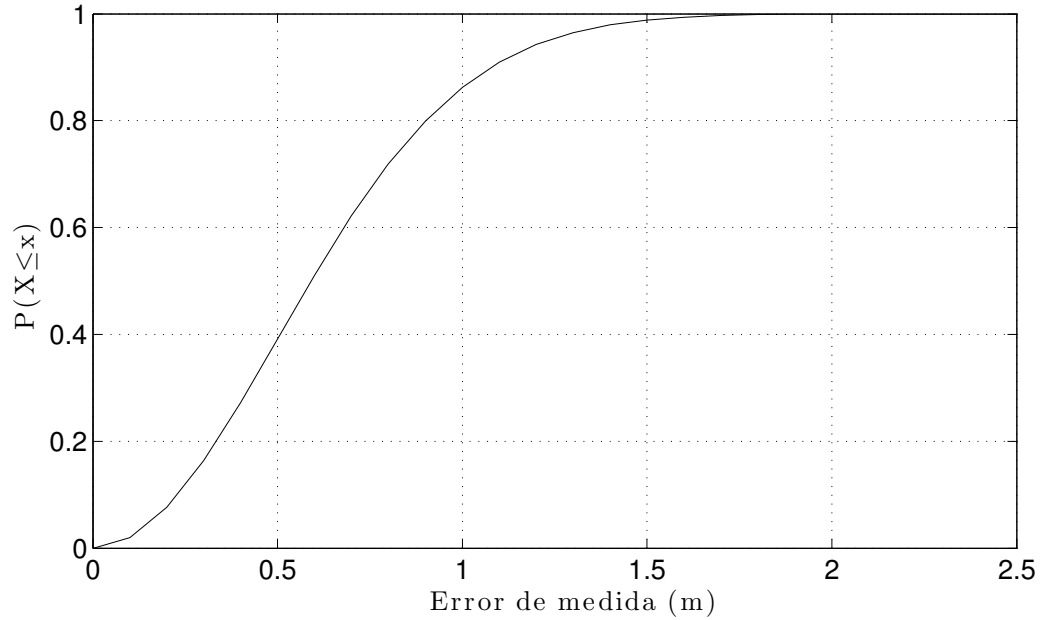


(b) Función de distribución acumulada.

Figura 4.2: Distribución de Weibull con parámetros $\beta = 2$ y $\lambda = 9$ del modelo GNSS.



(a) Histograma con 3600 muestras aleatorias y función de densidad.



(b) Función de distribución acumulada.

Figura 4.3: Distribución de Weibull con parámetros $\beta = 2$ y $\lambda = 0,71$ del modelo DGPS.

4.3. Navegación basada en radioayudas

Pese a que OACI y Eurocontrol contemplan la transición hacia sistema de navegación por satélite como sistema de navegación principal, la navegación basada en radioayudas terrestres se mantendrá como sistema de apoyo actuando como sistema *back-up* o de reserva. Entre las radioayudas disponibles, [32] solamente considera dos de ellas: el radiofaro omnidireccional VHF y el equipo de medida de distancia DME.

4.3.1. VHF Omnidirectional Range (VOR)

El radiofaro omnidireccional VHF (*VHF Omnidirectional Range*, VOR) es una de las principales radioayudas para navegación continental. Proporciona la marcación relativa entre la aeronave y la baliza respecto al norte magnético, pero no la distancia a la fuente. Por tanto, no proporciona una posición concreta del vehículo, para lo que sería necesario una segunda estación VOR o DME, sino una línea de posición sobre la que se encuentra, llamada radial del VOR. Nótese que la marcación relativa es una indicación sobre la orientación desde o hacia la estación de tierra, independiente de cuál sea la actitud o *heading* de la aeronave.

Su principio de funcionamiento se basa en la diferencia de fase entre dos señales senoidales de 30 Hz transmitidas en la estación VOR y capturadas en el receptor de la aeronave. Tomando una como referencia y teniendo en cuenta que ambas coinciden en fase cuando se está al norte magnético de la estación, el ángulo de marcación puede determinarse a partir del desfase medido. Como ventaja, las señales moduladas en la banda VHF están poco afectadas por interferencias o efectos atmosféricos. Sin embargo, su principal inconveniente radica en que transmisor y receptor deben estar en línea de visión directa, por encima de la línea del horizonte y libre de colinas u obstáculos para que la señal sea fiable [19]. Esto limita su radio de alcance, que suele estar entorno a las 80 NM, aunque depende de la altitud de vuelo, el tipo de instalación (convencional o Doppler) y su posición en el terreno.

Además de proporcionar la orientación relativa respecto a la estación, las radioayudas VOR pueden emplearse para realizar funciones de tracking e interceptar aerovías o rutas aéreas. El instrumento de vuelo a bordo dispone de un selector de rumbos que permite seleccionar un radial concreto e indicar en el llamado *Course Deviator Indicator* (CDI) si la aeronave se encuentra a la derecha o a la izquierda de dicho radial. Una vez interceptado, se puede controlar la derrota para volar a lo largo del radial, desde o hacia la estación de tierra, pudiendo determinar cuándo se ha pasado por encima de ella. No obstante, debe tenerse en cuenta que en el volumen de espacio

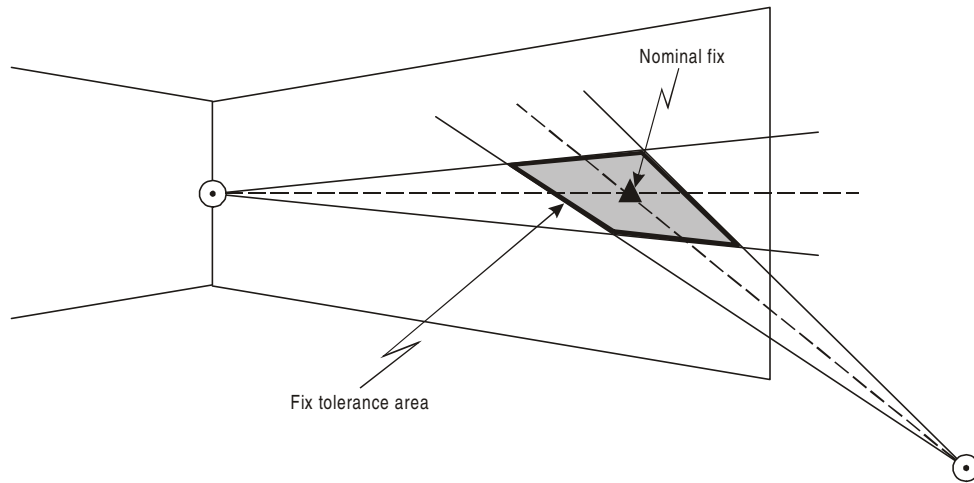


Figura 4.4: Área de tolerancia en la determinación de posición basada en lecturas VOR. Fuente: [29]

por encima de la estación existe una zona de confusión, llamada cono de silencio, en el que la señal recibida varía rápidamente. Esto es debido al patrón de emisión de la antena y produce que la indicación obtenida no sea fiable.

Respecto a la precisión del sistema, los receptores VOR modernos son capaces de proporcionar marcaciones con una precisión menor a 1° [19]. En el diseño de procedimientos instrumentales, [29] establece que la determinación de coordenadas basada en la intersección de radiales VOR debe tener un área de tolerancia que crece con una divergencia de $\pm 5,2^\circ$ (2σ) o $\pm 7,8^\circ$ (3σ) conforme se aleja de la estación (ver Figura 4.4). Este factor supone que los errores de estimación de la posición de puntos de ruta basada en los radiales de una estación VOR aumentan con la distancia. Por ello, en algunas especificaciones PBN, como RNAV 1 y RNAV 2, limitan el alcance máximo de los VOR utilizables a 40 NM para garantizar que se cumplen las especificaciones de navegación [32].

4.3.2. Distance Measuring Equipment (DME)

El *Distance Measuring Equipment* (DME) es el equipo encargado de medir la distancia entre la radioayuda y la aeronave. Utilizada en conjunto con una estación VOR u otra DME, permite establecer la posición de forma precisa. Las estaciones DME suelen situarse junto a estaciones VOR y se sintonizan a la misma frecuencia, ofreciendo navegación VOR/DME, también llamada rho-theta. Por su parte, cuando se utilizan dos estaciones DME para determinar la posición se le llama navegación

DME/DME o rho-rho, siendo un método más preciso que el VOR/DME [19].

En cuanto a su funcionamiento, trabaja por interrogación. La aeronave transmite pulsos de radiofrecuencia que son recibidos por la antena DME de la estación en tierra. Cuando el equipo embarcado recibe la respuesta, calcula la distancia a partir del tiempo transcurrido teniendo en cuenta la velocidad de propagación. Como los transmisores DME también trabajan en la banda VHF, la distancia medida es la distancia en línea de visión, llamada *slant-range*, y no la distancia sobre el suelo. Si esto no se tiene en cuenta, el error cometido aumenta con la altura y conforme se acerca a la radioayuda, llegando al extremo en que, estando en la vertical de la baliza, la lectura obtenida indicaría la altitud en vez de la distancia a la fuente. Para corregirlo, basta conocer la altitud de vuelo h_A y la elevación del terreno en la posición de la baliza h_D para resolver el triángulo:

$$D = \sqrt{D_g^2 + (h_A - h_D)^2} \quad (4.5)$$

Siendo D es la distancia en línea de visión medida y D_g su proyección sobre el suelo. En cuanto a sus prestaciones, la precisión de una estación DME es mayor que la de una VOR, aunque ambas trabajan en VHF y por tanto, sufren las mismas limitaciones en cuanto a alcance, línea de visión libre de obstáculos y cono de silencio sobre la instalación. Respecto a tolerancia en la determinación de posición, [29] establece una tolerancia longitudinal de $\pm 0,25$ NM más el 1,25 % de la distancia a la baliza. Por tanto, las prestaciones logradas mediante una estación DME son un factor lineal con la distancia, lo que se ajusta a las especificaciones de navegación PBN para rutas oceánicas, continentales y operaciones en área terminal [32].

4.3.3. Simulación de un sistema para navegación basada en radioayudas en X-Plane

El software de vuelo X-Plane incorpora una base de datos de navegación con la que simula las distintas radioayudas alrededor del mundo. Esta base de datos incluye *Non-Directional Beacons* (NDB), VOR, VOR/DME, *Tactical Air Navigation Systems* (TACAN) y las distintas componentes de un sistema de aterrizaje instrumental (*Instrument Landing System*, ILS): sendas de planeo (*Glide slope*, GS), antenas localizadoras (*Localisers*, LOC) y radiobalizas (*marker beacons*). Además, cada aeronave incorpora dos pilas de radio con las que puede sintonizar al mismo tiempo dos de las radioayudas que tenga dentro de su radio de alcance, seleccionando su frecuencia correspondiente.

Puesto que ni los NDB, ni los VORTAC, ni los ILS forman parte del concepto de Navegación Basado en Prestaciones (PBN), las únicas radioayudas modeladas en el sistema de navegación son las VOR y DME. En la práctica, todas las estaciones VOR de X-Plane son de tipo VOR-DME, por lo que cada radioayuda proporciona información de marcación y distancia, y puede determinar la posición mediante navegación VOR/DME. Pese a ello, puesto que [32] prioriza la navegación DME/DME a la VOR/DME, también se plantea la solución al problema rho-rho. Por último, [32] también establece que la navegación VOR/VOR no es suficientemente precisa para ninguna especificación de navegación, por lo que no ha sido modelada.

Entradas al modelo

En primer lugar, el sistema de navegación debe disponer de una base de datos de navegación. Para ello, se ha utilizado la incorporada por el simulador X-Plane, disponible en su carpeta de instalación a través de la siguiente ruta:

`X-Plane 10/Resources/default data/earth_nav.dat`

Se trata de un archivo de texto plano en el que cada línea contiene los datos relativos a una radioayuda concreta, incluyendo por columnas la información descrita en la especificación [56]. Utilizando este fichero, cada vez que se introduce una nueva frecuencia en el sistema de radionavegación de la cabina de X-Plane, un script de Matlab se encarga de extraer la posición de la radioayuda (latitud, longitud y altitud) identificada por su código ICAO y su frecuencia de sintonización.

Por otra parte, al sintonizar una radioayuda, el simulador devuelve la siguiente información (ver Apéndice A):

- Frecuencia de sintonización introducida
- Tipo de radioayuda sintonizada (ver [56])
- Marcación respecto al norte magnético
- Distancia (slant-range)

Puesto que la marcación recibida está referenciada al norte magnético, para convertirla a marcación respecto al norte verdadero hay que sumarle la declinación magnética, que varían según la región de la Tierra, pero que también puede obtenerse del simulador de vuelo. Además, la lectura de marcación recibida proporciona la dirección desde la aeronave hacia la radioayuda; sin embargo, para construir el modelo VOR/DME

conviene obtener la medida con el sentido opuesto: desde la baliza hacia la aeronave. Por ello, hay que sumarle 180° , teniendo en cuenta que el rango de la señal es de 0° a 360° . Por otra parte, para corregir la lectura de distancia en línea de visión y convertirla a distancia sobre el suelo, hay que utilizar la altitud de la radioayuda, obtenida de la base de datos de navegación, y la altitud de vuelo, obtenida del modelo GNSS (ver Subsección 4.2.2) o del modelo de altímetro barométrico (ver Subsubsección 4.5.1.3).

Modelo de error

Como se ha mencionado, la principal limitación por la que se ven afectadas las radioayudas de tipo VOR y DME es la necesidad de estar en línea de visión directa y dentro del rango máximo de alcance para poder recibir la señal de navegación. Puesto que estas características ya están modeladas cuando se sintoniza una radioayuda en X-Plane, no ha sido necesario tenerlas en cuenta en el diseño del sistema de navegación. Además, cabe mencionar que en la base de navegación utilizada (archivo `earth_nav.dat`), uno de los campos que contiene cada elemento es el rango máximo de recepción, aunque dentro de este rango pueden existir zonas donde la señal esté bloqueada cuando se vuela por debajo de ciertas altitudes debido a la orografía del terreno.

En cuanto a la marcación obtenida mediante las estaciones VOR, se ha considerado que la precisión típica del sistema es de 1° ([2], [19]), aunque con las estaciones modernas de tipo Doppler ya es posible alcanzar precisiones mayores. Para modelar esta precisión, se ha aplicado operación `round` de Matlab sobre las lecturas de marcación recibidas del simulador, que redondea el resultado al entero más próximo. Esto supone que al calcular la posición utilizando una estación VOR, cuanto más lejos se encuentre la estación, menos precisión se obtendrá en la estimación. Este hecho, que ya se había mencionado, pone de manifiesto que el factor determinante a la hora de seleccionar una radioayuda para realizar navegación VOR/DME es la distancia a la baliza.

Respecto a la distancia medida por el equipo DME, hay que tener en cuenta que la lectura obtenida es la correspondiente al slant-range, por lo que hay que corregirla según (4.5) para compensar la diferencia de altura entre la baliza y la aeronave. Para ello, es necesario utilizar el script mencionado anteriormente para obtener las coordenadas de la radioayuda sintonizada en la base de datos de navegación.

Por otra parte, también se ha tenido en cuenta cuándo la aeronave atraviesa el cono de silencio, zona en la que las lecturas obtenidas de la radioayuda no son suficientemente fiables. Esta región se define como un cono recto invertido, con un

semiángulo típico de 50° respecto a la vertical [29]. Así, su radio de influencia r_z , que es función de la altura de vuelo h_A , es:

$$r_z = h_A \tan(50) \quad (4.6)$$

Cuando la aeronave se encuentre a una distancia menor que r_z respecto a las coordenadas de la radioayuda, dejará de utilizar la información recibida de la misma para realizar cálculos de navegación hasta que salga del área de influencia del cono. Si durante el tiempo de sobrevuelo la aeronave no dispone de navegación por satélite ni de otras radioayudas cercanas, pasará a navegar de forma autónoma según los métodos descritos en la Sección 4.4.

Por último, al igual que en la navegación por satélite, un factor determinante a la hora de determinar la posición a través de un conjunto de radioayudas -generalmente para navegación DME/DME-, es la geometría relativa de las balizas alrededor de la aeronave. Este factor, equivalente al *Dilution of Precision* en GNSS, debe ser estudiado con mayor detalle, aunque [29] ya establece una limitación, imponiendo ángulos de intersección mayores de 30° y menores de 150° .

Salidas del modelo

Las salidas del modelo de navegación basada en radioayudas son la latitud y longitud estimada de la aeronave, calculada por el método rho-rho o rho-theta, según la información disponible. Cuando los dos equipos de radionavegación de la cabina de X-Plane tienen sintonizadas radioayudas de tipo VOR-DME, el sistema de navegación utilizará la distancia a ambas estaciones para resolver el problema rho-rho; en cambio, cuando solamente se tenga sintonizada una radioayuda, el sistema de navegación estimará la posición por el método rho-theta a partir de la distancia y la marcación a dicha radioayuda. Las soluciones a los métodos rho-rho y rho-theta se describen a continuación, proponiendo diversas aproximaciones.

4.3.4. Navegación theta-theta

A la determinación de la posición a partir de radioayudas que proporcionan información de tipo acimutal se le conoce como navegación theta-theta. Normalmente se trata de estaciones VOR, que proporcionan la marcación o *bearing* entre la estación y la aeronave respecto al norte magnético. Sintonizando una de estas radioayudas se obtiene una línea de posición (*Line of Position*, LOP) sobre la que se encuentra la aeronave, pero se requiere información adicional para poder establecer el punto

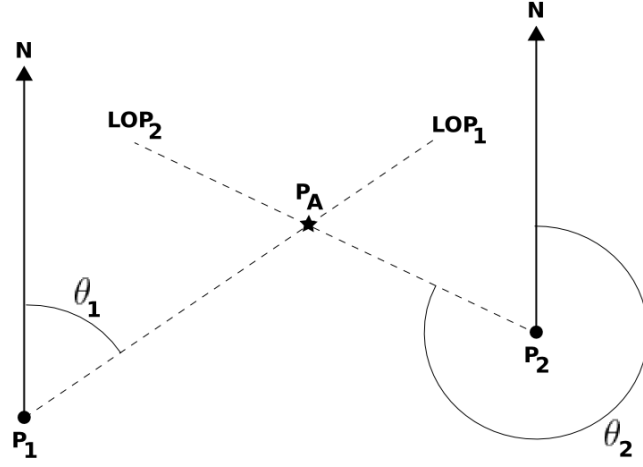


Figura 4.5: Navegación theta-theta. Fuente: [47]

concreto de la línea sobre el que se encuentra. Así, con una segunda estación VOR se obtienen dos bearings respecto a dos posiciones conocidas, pudiendo resolver el sistema de navegación.

La Figura 4.5 muestra un esquema del problema de navegación theta-theta. Dos estaciones de las que se conoce la posición, $P_1 = (x_1, y_1)$ y $P_2 = (x_2, y_2)$, proporcionan las medidas de marcación, θ_1 y θ_2 . La posición del vehículo $P_A = (x_A, y_A)$ que se pretende determinar se obtiene mediante la intersección de las dos líneas de visión. Considerando que el alcance de las radioayudas es mucho menor que el radio de curvatura de la Tierra, el problema se puede plantear mediante la hipótesis de Tierra plana como:

$$\begin{cases} y_A = \tan(90 - \theta_1)(x_A - x_1) + y_1 \\ y_A = \tan(90 - \theta_2)(x_A - x_2) + y_2 \end{cases} \quad (4.7)$$

No obstante, puesto que el concepto de Navegación Basada en Prestaciones no incluye ninguna especificación de navegación que permita la navegación VOR/VOR, en este trabajo no se ha implementado ninguna solución al método theta-theta (4.7).

4.3.5. Navegación rho-theta

Es habitual que en la misma estación VOR o muy cerca de ella, se encuentre una estación DME que proporciona la distancia entre la radioayuda y el receptor. A la navegación que combina información de tipo acimutal con el rango a la fuente emisora se le conoce como navegación rho-theta. En este caso, el problema de determinación de la posición del vehículo también se resuelve como la intersección de dos líneas de

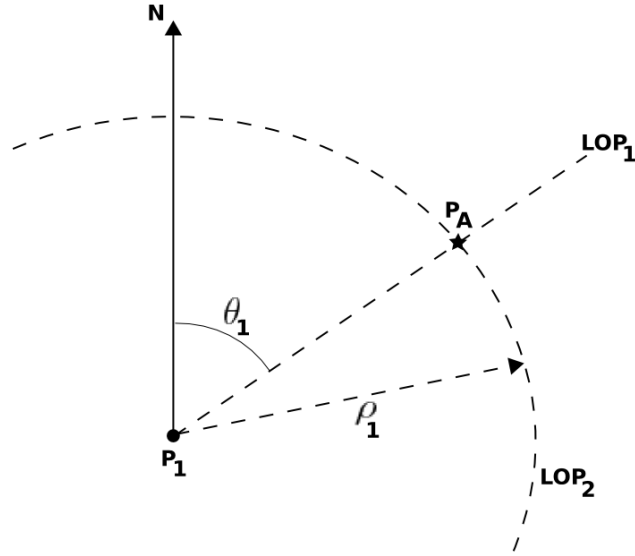


Figura 4.6: Navegación rho-theta. Fuente: [47]

visión, en la que una de ellas es una esfera de radio ρ_1 alrededor de la estación de tierra. La Figura 4.6 muestra un esquema con la geometría del problema. Considerando de nuevo la hipótesis de Tierra plana y conociendo la posición de la radioayuda, el sistema de ecuaciones necesario para resolver el problema de navegación rho-theta resulta:

$$\begin{cases} \tan(90 - \theta_1) = \frac{y_A - y_1}{x_A - x_1} \\ \rho_1^2 = (y_A - y_1)^2 + (x_A - x_1)^2 \end{cases} \quad (4.8)$$

4.3.5.1. Solución del método rho-theta

Para resolver el problema de navegación rho-theta se ha implementado la función `spherical_destPoint` descrita previamente en el Apéndice A de [22]. Esta función calcula un punto de destino siguiendo una trayectoria loxodrómica de longitud determinada, con una marcación respecto a un punto de origen. En este caso, el punto de origen son las coordenadas de la radioayuda obtenidas de la base de datos de navegación, mientras que la marcación y la distancia son las lecturas obtenidas al sintonizar un VOR/DME en el simulador con su frecuencia correspondiente.

4.3.6. Navegación rho-rho

Al método de navegación utilizado cuando todas las radioayudas proporcionan información sobre la distancia a la fuente se le llama navegación rho-rho. Se utiliza para navegar utilizando DMEs, pero también para la navegación por satélite, donde la

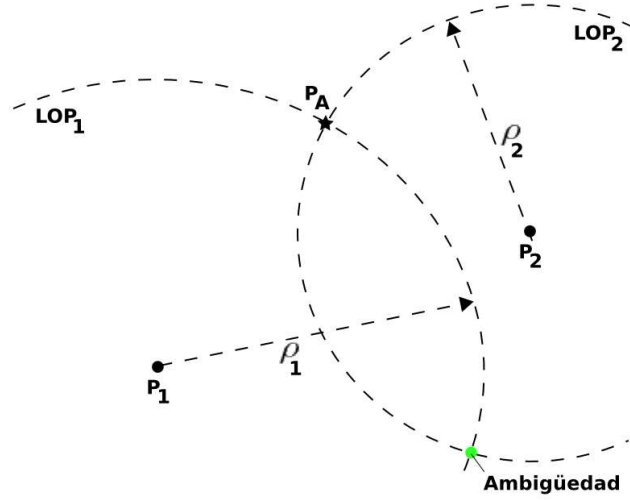


Figura 4.7: Navegación rho-rho. Fuente: [47]

posición se resuelve por triangulación a partir de la distancia relativa o pseudo-rango a cada satélite. El esquema con la geometría resultante en este problema se muestra en la Figura 4.7, donde la posición del vehículo se obtiene por intersección de dos esferas de radio ρ_1 y ρ_2 , centradas la baliza emisora. En este caso se observa que en la solución de este método aparece una ambigüedad cuando solamente se utilizan dos radioayudas. Existen distintas aproximaciones para resolverla:

- Agregar mediciones (ecuaciones) adicionales.
- Utilizar información anterior. Dado que la aeronave despegue de una posición conocida, puede utilizarse información sobre la posición anterior para determinar cuál de las dos soluciones está más próxima.
- Utilizar información del entorno para descartar soluciones inválidas. Por ejemplo, con vehículos terrestres, alguna de las soluciones podría estar fuera de calles o carreteras; o con vehículos acuáticos, alguna solución podría estar en tierra.

Aplicando la hipótesis de Tierra plana, el sistema de ecuaciones resultante es:

$$\begin{cases} \rho_1^2 = (y_A - y_1)^2 + (x_A - x_1)^2 \\ \rho_2^2 = (y_A - y_2)^2 + (x_A - x_2)^2 \\ \dots \end{cases} \quad (4.9)$$

4.3.6.1. Solución del método rho-rho

El método rho-rho conduce al sistema no lineal (4.9) con al menos dos ecuaciones y dos incógnitas. Para resolverlo se han probado tres aproximaciones distintas: utilizando trigonometría esférica con la simplificación de Tierra esférica; por mínimos cuadrados; y mediante el método de Bancroft. Las dos últimas aproximaciones permiten resolver el sistema en casos sobredeterminados, en los que se dispone de más de dos medidas de distancia.

Solución mediante trigonometría esférica

Este método parte de la simplificación de que el modelo terrestre se ajusta a una esfera de radio conocido. Con esta consideración, la solución al método rho-rho se obtiene por intersección tres esferas: una en el origen representando el modelo terrestre y dos sobre su superficie, centradas en x_1 y x_2 , de radio la distancia medida entre baliza y receptor. La intersección de cada esfera sobre la superficie de la Tierra con la esfera terrestre genera un círculo sobre un plano. Así, la intersección de las tres esferas supone la intersección de dos planos: una línea. De este modo, el problema de navegación rho-rho se reduce a la intersección de una línea con una esfera.

Para resolver el problema, se parte de las coordenadas conocidas de las balizas sobre la superficie terrestre, $P_1 = (L_1, l_1)$ y $P_2 = (L_2, l_2)$ -siendo L_i la latitud y l_i la longitud-, y de la distancia de cada una de ellas al vehículo cuya posición se pretende determinar, R_1 y R_2 . Los pasos a seguir son:

1. Convertir la posición de las balizas a coordenadas geocéntricas, normalizando respecto al radio de la Tierra:

$$x_i = \begin{pmatrix} \cos(l_i) \cos(L_i) \\ \sin(l_i) \cos(L_i) \\ \sin(L_i) \end{pmatrix} \quad (4.10)$$

2. Convertir las distancias R_1 y R_2 medidas en NM a ángulos sobre la esfera:

$$R_i = R_i/60 \quad (4.11)$$

3. El círculo geodésico de radio R_i centrado en x_i se obtiene por intersección de la superficie terrestre con la esfera de radio $\sin(R_i)$ centrada en $x = x_i \cos(R_i)$. Este círculo se encuentra sobre un plano perpendicular a x_1 y que contiene a x , por lo que su ecuación será el producto escalar $x \cdot x_1 = \cos(R_1)$. Del mismo

modo, la ecuación del segundo plano será $x \cdot x_2 = \cos(R_2)$. Además, existe un punto común a ambos planos que es combinación lineal de x_1 y x_2 :

$$x_0 = ax_1 + bx_2 \quad (4.12)$$

Mediante este punto, las ecuaciones de los planos pueden expresarse como:

$$\begin{aligned} \cos(R_1) &= x \cdot x_1 = (ax_1 + bx_2) \cdot x_1 = a + b(x_2 \cdot x_1) \\ \cos(R_2) &= x \cdot x_2 = (ax_1 + bx_2) \cdot x_2 = a(x_1 \cdot x_2) + b \end{aligned} \quad (4.13)$$

Y teniendo en cuenta que $x_1 \cdot x_2 = x_2 \cdot x_1$, a lo que se llama q , si la solución existe, el punto resultante de la combinación lineal vendrá dado por:

$$\begin{aligned} a &= \frac{\cos(R_1) - \cos(R_2)q}{1 - q^2} \\ b &= \frac{\cos(R_2) - \cos(R_1)q}{1 - q^2} \end{aligned} \quad (4.14)$$

Por tanto, debe cumplirse que $q \neq 1$, es decir, que los puntos x_1 y x_2 sean distintos o no estén en las antípodas.

4. La línea obtenida de la intersección de los dos planos será perpendicular a ambos, pasando por x_0 . Para que cumpla la primera condición, su dirección se obtendrá mediante el producto vectorial:

$$n = x_1 \times x_2 \quad (4.15)$$

5. Además, la solución buscada tendrá una forma $s = x_0 + nt$ y debe estar contenida en la superficie terrestre, es decir, tener una longitud normalizada igual a 1. Por tanto, debe cumplirse que:

$$1 = (x_0 + nt) \cdot (x_0 + nt) = x_0 \cdot x_0 + 2t x_0 \cdot n + t^2 n \cdot n \quad (4.16)$$

Teniendo en cuenta que x_0 y n son perpendiculares, las dos soluciones al problema se obtienen con:

$$t = \pm \sqrt{\frac{1 - x_0 \cdot x_0}{n \cdot n}} \quad (4.17)$$

Así, los puntos intersección de las tres esferas son:

$$\begin{aligned} s_1 &= x_0 + nt \\ s_2 &= x_0 - nt \end{aligned} \quad (4.18)$$

6. Deshacer el cambio de coordenadas desde el sistema de referencia geocéntrico al geodético (latitud, longitud) para ambas soluciones:

$$\begin{aligned} L &= \tan^{-1} \left(\frac{z}{x^2 + y^2} \right) \\ l &= \tan^{-1} \left(\frac{y}{x} \right) \end{aligned} \tag{4.19}$$

Siendo x, y, z las componentes de cada solución s_i .

7. Determinar cuál de las dos soluciones es válida por proximidad a la solución anterior.

Solución mediante mínimos cuadrados

Este método, planteado en [11] para la solución de las ecuaciones de navegación por satélite, puede adaptarse para resolver el problema de navegación rho-rho mediante estaciones DME. Además, puede aplicarse tanto en problemas determinados como sobredeterminados, es decir, con dos o más medidas de distancia, logrando mayor flexibilidad que en el resto de soluciones propuestas. Se trata de un método iterativo en el que la precisión lograda depende, por un lado, de la geometría relativa de las balizas, y por otro, del número de iteraciones máximas permitidas para hallar una solución.

Para plantear la solución mediante mínimos cuadrados, se parte de la posición de las radioayudas en tierra, cuyas coordenadas son conocidas, y de una estimación inicial de la posición del vehículo (normalmente la última posición conocida). Tomando una de ellas como referencia, debe realizarse un cambio de coordenadas desde el sistema de referencia geodético (latitud, longitud, altitud) al llamado sistema de referencia de navegación, o *East-North-Up* (ENU). Para ello, pueden emplearse las funciones de Matlab `lla2ecef` y `ecef2enu` y realizar la siguiente transformación:

$$LLA \rightarrow ECEF \rightarrow ENU$$

Con esta transformación, las coordenadas de todos los elementos del problema se dan relativas a la radioayuda elegida como referencia. Por otro lado, debe tenerse en cuenta que el problema a resolver es un problema en el plano 2-D; sin embargo, la medida de distancia obtenida de la estación DME es la distancia absoluta o *slant-range*, por lo que previamente debe resolverse el triángulo formado por la radioayuda situada a la elevación del terreno, la aeronave volando a una determinada altitud y su proyección sobre el terreno, para calcular la distancia horizontal entre la baliza y la aeronave.

Una vez referenciados todos los elementos del problema en el marco ENU, el proceso iterativo para resolver la navegación rho-rho por mínimos cuadrados consta de los siguientes pasos, que se repiten por cada medida recibida:

1. Inicialización: realizar una estimación inicial de la posición de la aeronave. Normalmente se toma la última solución obtenida en la iteración anterior, $\vec{x}_0 = (x, y)$.
2. Previsión de la distancia a las radioayudas: conocida la posición de cada una de las n radioayudas sintonizadas, (x_i, y_i) , con $i = 1, \dots, n$, obtener una previsión de las medidas que se recibirían ρ_i si la posición estimada inicialmente \vec{x}_0 fuera correcta:

$$\rho_i^2 = (x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 \quad (4.20)$$

3. Cálculo del error de medida: teniendo en cuenta las medidas reales recibidas de cada baliza, $\hat{\rho}_i$, calcular el error cometido en la previsión de las medidas:

$$\delta\rho_i = \hat{\rho}_i - \rho_i \quad (4.21)$$

4. Formulación del problema de mínimos cuadrados: teniendo en cuenta el error cometido en cada una de las previsiones de medida, calcular el error cometido en la estimación inicial de la posición \vec{x}_0 . Para ello, se plantea el siguiente problema de mínimos cuadrados:

$$\delta\vec{\rho} = G\delta\vec{x} \quad (4.22)$$

Donde $\delta\vec{\rho}$ es un vector columna de tamaño n , $\delta\vec{x} = [\delta x, \delta y]^T$ son los errores en la estimación de la posición que se pretenden obtener y G es una matriz calculada como:

$$G = \begin{bmatrix} \frac{x - x_1}{\rho_1} & \frac{y - y_1}{\rho_1} \\ \frac{x - x_2}{\rho_2} & \frac{y - y_2}{\rho_2} \\ \vdots & \vdots \\ \frac{x - x_n}{\rho_n} & \frac{y - y_n}{\rho_n} \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

Si el problema es sobredeterminado, la matrix G no es cuadrada y la solución al problema se obtiene como:

$$\delta\vec{x} = (G^T G)^{-1} G^T \delta\vec{\rho} \quad (4.24)$$

5. Actualización de la estimación de posición inicial: la nueva estimación de la posición \vec{x} se obtiene a partir de la estimación anterior \vec{x}_0 y del error de estimación $\delta\vec{x}$ calculado por mínimos cuadrados:

$$\vec{x} = \vec{x}_0 + \delta\vec{x} \quad (4.25)$$

6. Comprobar convergencia de la solución: si el error en la estimación de la posición $\delta\vec{x}$ es menor que el límite de tolerancia tol establecido por diseño,

$$\sqrt{\delta x^2 + \delta y^2} < tol \quad (4.26)$$

Entonces \vec{x} es la solución al problema de navegación, terminando el bucle de iteraciones. Si no se cumple esta condición y no se ha superado el límite máximo de iteraciones, se repite el proceso tomando:

$$\vec{x}_0 = \vec{x} \quad (4.27)$$

Una vez se cumple la condición de convergencia de la solución, la posición obtenida de la aeronave está expresada en el sistema ENU con respecto a la baliza de referencia. Por ello, deben emplearse las funciones de Matlab `enu2ecef` y `ecef2lla` para expresar las coordenadas de la aeronave en formato latitud-longitud-altitud.

4.4. Navegación autónoma

La navegación autónoma es aquella en la que todos los elementos utilizados para determinar la posición se encuentran a bordo del vehículo, sin ningún apoyo de señales externas. Requiere de una posición inicial conocida para estimar las siguientes por integración de las variables en el tiempo. Sin embargo, esta integración supone que los errores cometidos son acumulativos ya que se integran en el tiempo. Por este motivo, la navegación autónoma debe usarse en combinación con otras formas de determinar la posición para cotejar los resultados y corregir las desviaciones en el tiempo. Entre los métodos de navegación autónoma, el más extendido es la navegación inercial, que suele utilizarse como *back-up* de la navegación por satélite.

4.4.1. Navegación inercial

Mediante el sistema de navegación inercial (*Inertial Navigation System*, INS) es posible obtener la posición, velocidad y actitud de la aeronave por integración de las fuerzas específicas y velocidades angulares obtenidos de un conjunto de acelerómetros

y gir6scopos embarcados en el veh6culo. Puesto que las ecuaciones de navegaci6n y las fuentes de fallo de la navegaci6n inercial ya han sido estudiadas dentro del grupo de trabajo en [21], tan solo se exponen aqu6 a modo de resumen:

$$\begin{aligned}
\dot{L} &= \frac{v_N}{R_0 + h} \\
\dot{l} &= \frac{v_E}{(R_0 + h) \cos L} \\
\dot{h} &= -v_D \\
\dot{v}_N &= f_N + \frac{v_N v_D - v_E^2 \tan L}{R_0 + h} \\
\dot{v}_E &= f_E + \frac{v_E}{R_0 + h} (v_D + v_N \tan L) \\
\dot{v}_D &= f_D - \frac{v_N^2 + v_E^2}{R_0 + h} + g
\end{aligned} \tag{4.28}$$

Donde f_N , f_E , f_D son las fuerzas espec6ficas medidas por los aceler6metros y rotadas desde el sistema de referencia cuerpo al sistema de referencia de navegaci6n NED (*North-East-Down*); v_N , v_E , v_D son las velocidades del veh6culo expresadas en el sistema de referencia de navegaci6n; L , l , h la latitud, longitud y altitud; R_0 el radio de la Tierra y g la aceleraci6n de la gravedad.

Es importante notar que para desarrollar estas expresiones se han adoptado las siguientes hip6tesis:

- Se considera un modelo de Tierra esf6rica de radio constante.
- No se tiene en cuenta el efecto de rotaci6n de la Tierra.
- Se supone que la aceleraci6n de la gravedad es constante y apunta en todo momento al centro de la Tierra.

4.4.1.1. Fuentes de error

Como se ha mencionado, la navegaci6n inercial es muy sensible a los errores cometidos ya que se acumulan en el tiempo. Los principales errores introducidos a trav6s de las ecuaciones de navegaci6n (4.29) son:

- Alineaci6n inicial de aceler6metros y gir6scopos: la plataforma inercial debe estar correctamente alineada respecto a los ejes del veh6culo.
- Bias de los aceler6metros: la calibraci6n de los aceler6metros resulta fundamental para eliminar fuerzas mec6nicas que no se pueden diferenciar de las fuerzas externas que actúan sobre el veh6culo.

- Deriva de los giróscopos: errores en la determinación de la actitud de la aeronave afectan a los cambios de coordenadas necesarios para calcular las fuerzas y la posición por integración.
- Errores de cálculo: las simplificaciones respecto al modelo gravitacional y terrestre mencionadas, así como la resolución de los sensores o las operaciones de cuantización afectan al cálculo de las ecuaciones de navegación.

4.4.1.2. Simulación de un modelo INS para X-Plane

Entradas al modelo

El simulador X-Plane ofrece la posibilidad de acceder a su árbol de propiedades para obtener las lecturas del vector de aceleraciones lineales y angulares que utiliza el propio simulador para resolver las ecuaciones del movimiento. Por tanto, se han utilizado las siguientes lecturas para simular el sistema de navegación inercial y resolver el sistema de ecuaciones (4.29):

- Lectura de las fuerzas específicas medidas en el sistema de referencia cuerpo.
- Lectura de las aceleraciones angulares en el sistema de referencia cuerpo.

Modelo de error

Las lecturas obtenidas del simulador \vec{f}_b son calibradas con la aeronave en reposo para corregir los bias en cada uno de los ejes cuerpo. Obteniendo las lecturas en reposo \vec{b} , las aceleraciones lineales utilizadas para resolver el sistema son:

$$\vec{f} = \vec{f}_b - \vec{b} \quad (4.29)$$

Salidas del modelo

Las salidas del modelo de navegación inercial son:

- Medida de latitud
- Medida de longitud
- Medida de altitud

4.4.2. Navegación a estima

La navegación a estima, también llamada *dead reckoning*, parte del mismo principio que la navegación inercial: conocida una posición inicial, estima las siguientes posiciones a partir de la medida de velocidad y dirección de vuelo, conociendo el tiempo transcurrido. Se trata de un método más elemental ya que suele promediar la velocidad y dirección en el tiempo, y no tiene en cuenta la influencia del viento. En este caso los errores también son acumulativos, por lo que las estimaciones deben ser actualizadas cada cierto tiempo por otra fuente de medida.

Las ecuaciones del movimiento para la navegación a estima son:

$$\vec{x}_2 = \vec{x}_1 + \int_{t_1}^{t_2} \vec{v} dt \quad (4.30)$$

Donde el subíndice 1 refiere a la situación inicial y el 2 a la estimación actual. En esta ecuación, la posición x y la velocidad v están expresadas en forma vectorial; si se dispone de alguna medida sobre la velocidad vertical del vehículo, (4.30) puede emplearse para calcular las tres componentes de posición (latitud, longitud y altitud), aunque en general la técnica *dead reckoning* se utiliza para navegación en el plano. Respecto al vector velocidad, en el plano estaría compuesto por el módulo de la velocidad indicada V_{ind} , medida por el tubo de pitot, y el ángulo de guiñada o *heading* Ψ de la aeronave, obtenida mediante los giróscopos del sistema inercial. Para construir el vector velocidad en las tres dimensiones habría que añadir la componente del ángulo vertical de la trayectoria (*vertical flight path angle*, $vpath$), obtenido como suma del ángulo de ataque y el ángulo de cabeceo, o mediante estimadores de estado (ver Subsección 4.5.2).

4.4.2.1. Fuentes de error

Los errores cometidos en la navegación a estima se deben principalmente al hecho de que la integración del vector velocidad en el tiempo no corresponde exactamente al desplazamiento sufrido entre los dos instantes de tiempo considerados. Además de posibles errores de medida u otro tipo de errores sistemáticos (bias, derivas, etc.), el principal factor es el efecto del viento. Al calcular el vector velocidad a partir de la velocidad indicada en vez de la velocidad respecto al suelo, se está obviando la componente lateral y longitudinal de la velocidad del viento, que influyen tanto en el módulo de velocidad como en su dirección. Por ejemplo, un viento de cola supondría que la estimación quedaría por detrás de la posición real, mientras que un viento lateral desplazaría la aeronave de la ruta deseada.

4.4.2.2. Simulación de un modelo dead reckoning para X-Plane

Para construir el modelo de navegación dead reckoning se va a discretizar el sistema (4.30), resolviendo la ecuación a un periodo de muestreo T_s . Partiendo de una posición inicial conocida, (L_0, l_0) , se va a estimar la siguiente posición considerando que en un tiempo T_s , la aeronave se habrá desplazado una distancia $V_{ind} \cdot T_s$ en una dirección Ψ . A partir de estos datos, la posición estimada se calcula mediante la función `spherical_destPoint`, ya mencionada en la Subsubsección 4.3.5.1 y descrita en el Apéndice A de [22].

Entradas al modelo

Las entradas al modelo son las siguientes lecturas del simulador X-Plane:

- Lecturas de latitud y longitud iniciales obtenidas de X-Plane
- Estimaciones de latitud y longitud obtenidas mediante el modelo dead reckoning en la iteración anterior
- Lectura de la velocidad indicada
- Lectura del ángulo de heading

Modelo de error

El modelo de error del método dead reckoning consiste en utilizar los datos de velocidad indicada y heading de la aeronave, en los que no se tiene en cuenta la influencia de la velocidad y dirección del viento. Además, la posición inicial conocida en cada iteración es la posición calculada en la iteración anterior, por lo que los errores cometidos se acumulan en el tiempo.

Salidas del modelo

Las salidas del modelo son las estimaciones de posición obtenidas por dead reckoning:

- Medida de latitud
- Medida de longitud

4.5. Otros sensores para navegación

4.5.1. Altímetro barométrico

En una aeronave, el cálculo de la altitud de vuelo se realiza midiendo la presión atmosférica a la altura a la que se encuentra el avión a través de las tomas estáticas del vehículo. El altímetro barométrico utiliza el modelo de atmósfera ISA para convertir medidas de presión en medidas de altitud según la siguiente relación, desarrollada en [42] y válida dentro de la troposfera:

$$h = \frac{T_0}{L} \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{-\frac{LR}{g}} - 1 \right] \quad (4.31)$$

En esta ecuación, que expresa la disminución de presión con la altura, h es la altitud calculada, p la presión medida por el barómetro, p_0 la presión de referencia y el resto de parámetros son los característicos del modelo ISA, recogidos en la Tabla 4.3. Debe tenerse en cuenta que para desarrollar esta expresión se ha considerado que el aire es un gas perfecto, que la gravedad se mantiene constante con la altura, que el gradiente de temperatura es constante y que existe equilibrio hidrostático.

Tabla 4.3: Atmósfera ISA. Fuente: [42]

Descripción	Símbolo	Valor
Presión a nivel del mar	P_0	101324 Pa
Temperatura a nivel del mar	T_0	288,15 K
Aceleración de la gravedad	g	9,80665 m/s ²
Gradiente de temperatura	L	$-6,5 \cdot 10^{-3}$ K/m
Constante de los gases	R	287,053 J/(kg·K)
Humedad relativa	R_h	0 %

Respecto a la presión de referencia, resulta un aspecto fundamental ya que según la calibración o calado del altímetro que se ajuste, la altitud medida tendrá un significado u otro. Por ello, resulta importante establecer algunas definiciones de altitud:

- Altitud indicada: altitud leída en el altímetro.
- Altitud verdadera: altitud respecto al nivel medio del mar (MSL).
- Altitud absoluta: altitud sobre el terreno (AGL). También llamada altura.
- Altitud de presión: altitud indicada por el altímetro cuando se calibra a la presión de referencia de la atmósfera ISA.

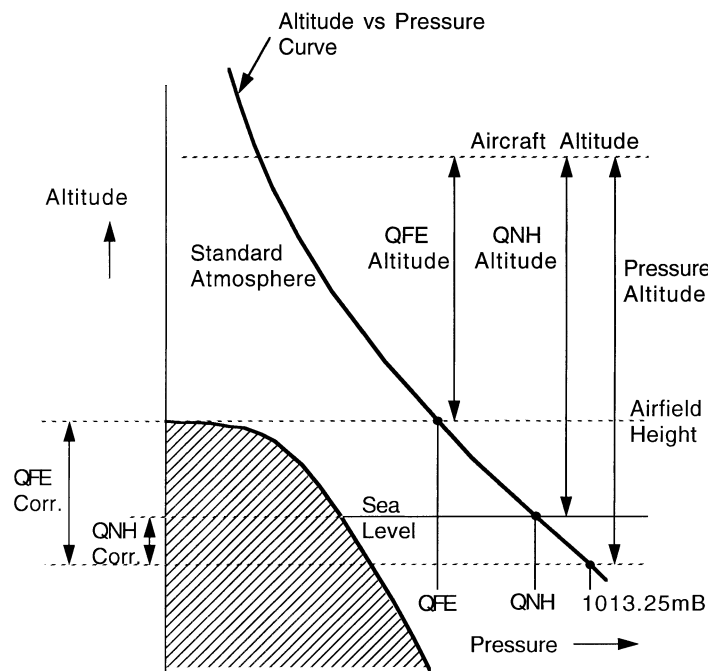


Figura 4.8: Presiones de referencia para el calado del altímetro. Fuente: [6]

- Altitud de densidad: Altitud de presión corregida para condiciones de atmósfera no estándar.

Así, el altímetro debe ser calado utilizando diferentes presiones de referencia para obtener la medida de altitud apropiada según el propósito o la fase de vuelo en la que se encuentre la aeronave. Dado que es bastante improbable que las condiciones atmosféricas coincidas con aquellas de la atmósfera tipo, además de que las condiciones cambian continuamente y son distintas de un lugar a otro, el altímetro debe ser ajustado a lo largo del vuelo. Por ello, el piloto recibe comunicaciones ATC indicándole la referencia que debe ajustar utilizando los siguientes códigos Q para radiocomunicaciones, representados gráficamente en la Figura 4.8:

- QNH: Presión al nivel del mar deducida de la presión medida en el aeródromo, considerando la atmósfera en condiciones estándar. Proporciona la altitud verdadera y se utiliza en el espacio aéreo por debajo del nivel de transición (en España, 6000 ft). Las altitudes utilizadas en las cartas de navegación y aproximación al aeropuerto también se expresan respecto a esta presión de referencia. Utilizada en el aeródromo, proporciona su elevación respecto al MSL.
- QFF: presión al nivel del mar deducida de forma similar a la QNH pero teniendo en cuenta los gradientes de presión y temperatura reales en vez de los de la atmósfera estándar. En la práctica no suele utilizarse.

- QNE: Presión atmosférica al nivel del mar en condiciones estándar (29,92 inHg o 1013,25 hPa, ver Tabla 4.3). En el espacio aéreo se utiliza por encima del nivel de transición; así, al ser una referencia independiente de la zona de vuelo, cualquier cambio en las condiciones ambientales afecta por igual a todas las aeronaves, garantizando que se mantenga la separación vertical de seguridad entre aeronaves. Utilizando la presión de referencia QNE, la altitud se da en niveles de vuelo (*Flight Level*, FL), dividiendo la medida indicada por 100 (por ejemplo, 8000 ft corresponde con FL80).
- QFE: Presión atmosférica sobre un punto concreto de la superficie terrestre. Proporciona la altura (altitud absoluta) sobre el terreno, aunque en la práctica no suele utilizarse.

4.5.1.1. Fuentes de error

El altímetro es uno de los principales instrumentos para garantizar la seguridad de las operaciones en vuelo, no solo durante las maniobras de aproximación al aeropuerto sino para garantizar las distancias mínimas de seguridad entre obstáculos o aeronaves, especialmente tras la entrada en funcionamiento en 2002 de la reducción de la distancia mínima vertical de 2000 ft a 1000 ft [19]. Por ello, resulta fundamental conocer las fuentes de error y el tipo de desviaciones para asegurar funcionamiento del sensor dentro de los márgenes de error permitidos, establecidos en 245 ft [48].

Omitiendo los posibles errores manuales a la hora de calar el altímetro, en primer lugar hay que tener en cuenta las posibles diferencias ambientales entre la atmósfera estándar y la real, en la que pueden darse variaciones significativas de presión, temperatura y en el gradiente de temperatura. Además, es importante resaltar que (4.31) sólo es válida dentro de la troposfera. Pese a ello, [33] considera que las hipótesis de gravedad constante con la altura y equilibrio hidrostático son aceptables; no así el valor de la constante de los gases, que puede variar con la composición del aire o debido a la humedad.

Por otra parte, las medidas pueden estar afectadas por errores de medida. [28] considera que estos errores tienen una distribución uniforme en el rango de medida, luego se traducen en una incertidumbre uniforme en la toma de presión. [48] enumera las siguientes causas de error:

- Deterioro de las tomas de presión estática.
- Pérdidas de presión en los conductos de medida.

- Variaciones de presión debidas a efectos de onda.
- Ciclo de vida de los componentes.

El resultado de estos efectos se traduce en la aparición de un bias en la medida. [48] presenta un informe sobre la evolución de este bias y establece que, aunque inicialmente se pensaba que fuera una desviación fija en el tiempo, estudios posteriores determinaron que, en algunos casos y según el modelo de aeronave, podía aumentar de forma lineal a razón de entre 50 y 150 ft por año, siendo necesario sustituir el sensor cuando se superaran las tolerancias establecidas.

4.5.1.2. Consideraciones acerca de la diferencia entre altitud barométrica y GNSS

Resulta fundamental remarcar algunas consideraciones acerca de las referencias utilizadas para medir altitudes en el altímetro y en el GNSS para evitar interpretaciones erróneas a la hora de comparar los resultados. Por una parte, habitualmente el GNSS estima la posición por triangulación basándose en el modelo terrestre WGS 84. Como se ha visto, este modelo representa la Tierra como un elipsoide que ajusta el nivel medio del mar con diferencias de entre -100 y 70 metros respecto al geoide EGM 96, dependiendo de la zona (ver Figura 4.1). No obstante, algunos receptores GNSS son capaces de ajustar la medida de altitud compensando esta diferencia para proporcionar medidas respecto al MSL. Por su parte, el altímetro barométrico se calibra basándose en las condiciones atmosféricas de un día estándar según la atmósfera ISA. El problema con esta altitud indicada surge cuando las condiciones reales se alejan de las condiciones ISA. Dado que la densidad del aire cambia con la temperatura, cuando la temperatura a nivel del mar no sean 15°C o aparezcan capas más frías o más cálidas en la atmósfera, aparecerán discrepancias entre la altitud barométrica y la altitud del GNSS. La Figura 4.9 muestra la influencia de este efecto al determinar los niveles de vuelo FL según el cambio en las condiciones atmosféricas.

4.5.1.3. Simulación de un modelo de altímetro barométrico para X-Plane Entradas al modelo

La única entrada necesaria para modelar el altímetro barométrico es la medida de presión atmosférica recibida del simulador de vuelo para construir la señal de medida (4.31) a partir del modelo de atmósfera ISA.

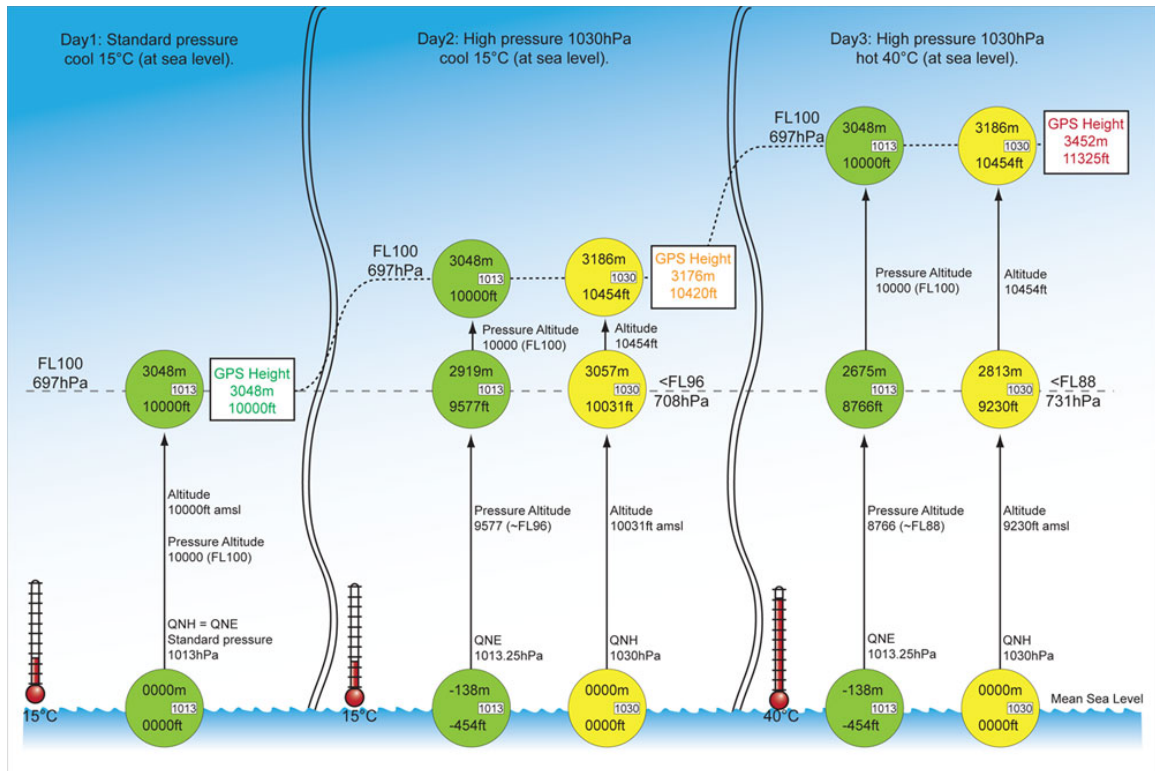


Figura 4.9: Influencia de las condiciones atmosféricas en la altitud barométrica y GNSS. Fuente: [8]

Modelo de error

Se ha utilizado una aproximación estocástica desarrollada en [45] en la que, mediante técnicas de identificación, modelan el error de medida como una superposición de tres procesos:

- Un proceso aleatorio de Gauss-Markov de primer orden para modelar las variaciones a corto plazo de presión y temperatura.
- Un proceso de ruido aleatorio no correlado de propiedades invariantes en el tiempo cuyo origen es la parte electrónica del circuito de medida, como la cuantización de la señal.
- Un proceso determinista de media variable en el tiempo que tiene en cuenta las variaciones locales de presión a largo plazo, por cambios meteorológicos o movimiento del receptor en el espacio.

El primer término es el predominante, mientras que el tercero, al ser un proceso con una escala de tiempo mucho mayor al resto, no se tiene en consideración para este tipo

de análisis. Para implementar estas fluctuaciones sobre la señal ideal (4.31) aplican sobre un ruido gaussiano de media cero y varianza unitaria el siguiente filtro discreto que tiene en cuenta la combinación de ambos procesos aleatorios:

$$H(z^{-1}) = H_0 \frac{1 + bz^{-1}}{1 + az^{-1}} \quad (4.32)$$

Los parámetros a , b , H_0 se obtienen por identificación en [45] y se recogen en la Tabla 4.4 para un periodo de muestreo de $T_s = 1/16$ s.

Tabla 4.4: Parámetros del modelo de ruido del altímetro. Fuente: [45]

Parámetro	Valor
a	-0,86
b	-0,52
H_0	1,98

Salidas del modelo

La única salida del modelo es la señal de medida del altímetro obtenida como combinación de la señal ideal y el modelo de ruido generado.

4.5.2. Observadores de estado

Cuando alguna de las variables de estado necesarias para estimar la posición o calcular las acciones de control necesarias en el autopiloto no son directamente medibles, o no se dispone de suficiente espacio a bordo para montar cada sensor -en el caso de aeronaves no tripuladas-, una solución es utilizar observadores de estado. Para ello, es necesario disponer de un modelo matemático linealizado del vehículo representado en el espacio de estados. En nuestro grupo se ha desarrollado el de una Cessna 172P, cuya construcción se describe en los trabajos previos [53] y [22].

En cuanto a los observadores de estado, su diseño también ha sido descrito en [53]. En este trabajo se van a utilizar dos observadores de orden mínimo para estimar el ángulo vertical de la trayectoria γ y el ángulo de deslizamiento β a partir de las restantes variables de estado observables o medibles y las acciones de control aplicadas. La primera variable pertenece al vector de estado longitudinal, mientras que la segunda al vector de estado lateral, por lo que los problemas se resuelven de forma independiente, aunque se sigue el mismo procedimiento.

Para construir el observador de estado de orden mínimo, el modelo matemático del vehículo se divide en la parte de la dinámica observable, indicada mediante el subíndice a , y utilizada en el lazo de realimentación, y la no observable, con el subíndice b , obteniendo: Donde x_i es el vector de estado; u el vector de control; y las salidas del modelo; A_{ii} las submatrices de la matriz de estado; y B_i las submatrices de la matriz de control. Por equivalencia con el observador de estado completo desarrollado en [53], el observador de orden mínimo resulta:

$$\dot{\tilde{x}}_b = (A_{bb} - K_e A_{ab})\tilde{x}_b + A_{ba}x_a + B_b u + K_e (\dot{x}_a - A_{aa}x_a - B_a u) \quad (4.33)$$

Siendo \tilde{x}_b representa la estimación de la variable no observable y K_e es la ganancia del observador diseñada por asignación de polos. La dinámica del error de observación evoluciona según la expresión:

$$\dot{e} = \dot{x}_b - \dot{\tilde{x}}_b = (A_{bb} - K_e A_{ab})e \quad (4.34)$$

Por tanto, la construcción del observador de orden mínimo consiste en obtener los valores de la ganancia K_e con la que los polos del error de estimación sean suficientemente rápidos como para que no afecten a la dinámica del sistema de control. También deben tenerse en cuenta algunas consideraciones sobre el diseño:

- La ganancia del observador conviene que sea grande cuando el comportamiento dinámico del modelo matemático no es muy fiel al modelo real.
- La ganancia del observador conviene que sea pequeña cuando las variables medibles están afectadas por perturbaciones o ruido.

Por lo que debe llegarse a un compromiso de diseño entre velocidad de respuesta del observador y sensibilidad del modelo a ruidos de medida y perturbaciones.

Diseño del observador de orden mínimo para el ángulo de la trayectoria vertical

A continuación se muestran los vectores utilizados para construir el modelo en espacio del observador del ángulo de la trayectoria vertical:

$$\begin{aligned} \vec{x}_a &= [V_T \quad \theta \quad q]^T \\ x_b &= \gamma \\ u &= \delta_e \end{aligned} \quad (4.35)$$

Donde V_T es el módulo de la velocidad de vuelo; θ el ángulo de cabeceo; q la velocidad angular de cabeceo; γ el ángulo de la trayectoria vertical estimado; y δ_e el ángulo de

deflexión de los elevadores. Notar que al tratarse de un modelo linealizado, estas variables representan incrementos respecto a su valor de equilibrio o valor trimado. Las submatrices que determinan la dinámica del sistema, que se expresan en función de las derivadas de estabilidad y los valores de equilibrio de las variables de estado, se han desarrollado en , y sus valores dependen de la aeronave y de la fase de vuelo. Por ello, la ubicación del polo del observador también depende de la fase de vuelo, habiéndolos seleccionado como:

$$p_\gamma = \begin{cases} 0,88 & \text{Crucero} \\ 0,87 & \text{Aproximación} \end{cases} \quad (4.36)$$

Con estos valores y las submatrices del sistema, la ganancia de realimentación se calcular mediante la función `place` de Matlab.

Diseño del observador de orden mínimo para el ángulo de deslizamiento

Respecto al observador del ángulo de deslizamiento, los vectores que componen el perfil lateral del modelo en espacio de estados son:

$$\begin{aligned} \vec{x}_a &= [p \quad r \quad \phi]^T \\ x_b &= \beta \\ u &= [\delta_a \quad \delta_r]^T \end{aligned} \quad (4.37)$$

Donde p y q son las velocidades angulares de alabeo y guiñada, respectivamente; ϕ el ángulo de alabeo; β el ángulo de deslizamiento; y δ_a y δ_r las deflexiones de alerones y timón de cola, respectivamente. En este caso, estas variables también representan incrementos respecto a sus valores de trimado. En cuanto al parámetro de diseño, el polo del observador se ha situado en la misma posición, independientemente de la fase de vuelo:

$$p_\beta = 0,93 \quad (4.38)$$

Capítulo 5

Redundancia, fusión de datos y tolerancia a fallos

Al tratarse de un sistema crítico, el sistema de gestión del vuelo está sometido a rigurosos estándares de desarrollo y verificación. Uno de los estándares más utilizados en aplicaciones embarcadas es la norma DO-178B/C. Esta norma establece 5 niveles de seguridad en función de las consecuencias de un fallo del sistema sobre la aeronave y su tripulación. Así, los sistemas de aviónica forman parte del nivel de mayor seguridad, en los que un fallo del sistema se considera catastrófico.

Dentro del concepto de navegación basada en prestaciones introducido en el Capítulo 2, se especifica que en este nivel de seguridad en el que un fallo puede provocar la pérdida de control sobre la aeronave, la probabilidad de que ocurra un fallo catastrófico debe ser menor que 10^{-9} /hora en aviones civiles (10^{-7} /hora en aviones militares). No obstante, este nivel de probabilidad tan baja es imposible de verificar en la práctica [6]. Para dar una idea de la magnitud, supondría que con 3000 aviones volando 3000 horas al año, transcurridos 100 años fallaría uno. El medio para garantizar la tolerancia a fallos en aviónica es la redundancia de sistemas, montando múltiples canales en paralelo, de modo que el fallo en uno no afecte al resto.

El sistema de gestión del vuelo, descrito en el Capítulo 3, encargado de recibir la información del conjunto de sensores embarcados para proporcionar la mejor estimación del estado de la aeronave, debe además realizar una serie de tareas dirigidas a garantizar la integridad del sistema, como son:

- Monitorizar el estado de los sensores de navegación.
- Detectar posibles fallos.
- Aislar los sensores susceptibles de causar el fallo y reconfigurar el sistema para evitar errores.

Por tanto, hasta ahora se ha descrito el concepto de navegación basada en prestaciones, con el que se introducía un cambio de filosofía en cuanto a los procedimientos de navegación. Con PBN, a diferencia de la navegación basada en sensores, los procedimientos pasan a especificarse en términos de la precisión requerida, independientemente del tipo de sensor utilizado. Por ello, el computador de a bordo, descrito en el Capítulo 3, se encarga de recibir la información del conjunto de sensores embarcados, descritos en el Capítulo 4, para proporcionar la mejor estimación disponible de modo que se cumpla la especificación de navegación.

En este capítulo, además de describir la configuración redundante del sistema de navegación, se describe los métodos de fusión de datos utilizados para combinar las distintas fuentes de información y proporcionar una mejor estimación de la que proporciona cada sensor por separado sobre el estado de la aeronave.

5.1. Redundancia y tolerancia a fallos

El sistema de gestión del vuelo recibe la información de los distintos sensores de navegación -GNSS, INS, radioayudas, baroaltímetro- para proporcionar la mejor estimación de la posición. Como se ha visto, el sistema de navegación está compuesto por una secuencia de sensores que utilizan distintas fuentes de información y cuyas fuentes de error son independientes. Además, cada uno de estos sensores puede estar montado por duplicado -en algunos casos, incluso por triplicado-, aunque debe tenerse en cuenta el peso resultante de la instalación y su coste asociado.

Esta configuración permite garantizar la integridad del sistema de navegación ya que es necesario que se produzcan distintos fallos al mismo tiempo para perder la capacidad de navegación, lo que resulta muy poco probable. Así, en condiciones normales de funcionamiento, el sistema de gestión de vuelo utiliza el sistema que proporciona mayor precisión -o una fusión de múltiples fuentes, como se verá más adelante- para determinar el estado. Mientras tanto, el resto de sistemas quedan en modo *back-up* y se utilizan para monitorizar su estado, comparando los distintos datos obtenidos y su evolución en el tiempo. Así, cuando un sistema falla, aparece una discrepancia en la información redundante y el FMC puede reconfigurar el sistema para dejar de utilizar la fuente anómala.

Este método de detección de fallos por comparación de los canales de información paralelos, representado en la Figura 5.1, es una filosofía similar a la del algoritmo RAIM de los sistemas GNSS (ver Capítulo 4), en el que las ecuaciones de navegación

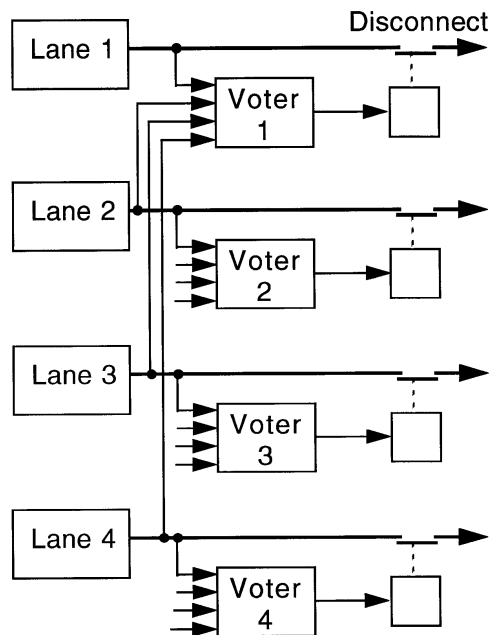


Figura 5.1: Cuádruple redundancia. Fuente: [6]

se resolvían mediante distintos conjuntos de satélites para determinar cuál de las soluciones difería, indicando el satélite fallido.

Además, el sistema que supervise el funcionamiento de los distintos sensores debe ser tolerante a aquellas variaciones intrínsecas al propio sistema de medida. Como se ha mencionado, la medida de altitud proporcionada por el GNSS y por el altímetro barométrico puede estar referida a distintos modelos terrestres, por lo que un bias entre ambas señales no es significativo de la presencia de un error. Además, se deben tener en cuenta factores como:

- Factores de escala.
- Lazos de histéresis.
- Influencia de los parámetros de medida con la temperatura.

Estos factores se deben tener en cuenta en el diseño del sistema de detección e identificación de fallos para determinar la tolerancia que determine lo que es un factor de error del sensor o un fallo del sistema. Esta tolerancia debe ser tal que minimice el número de falsos positivos, sin perder la capacidad de detección de fallos.

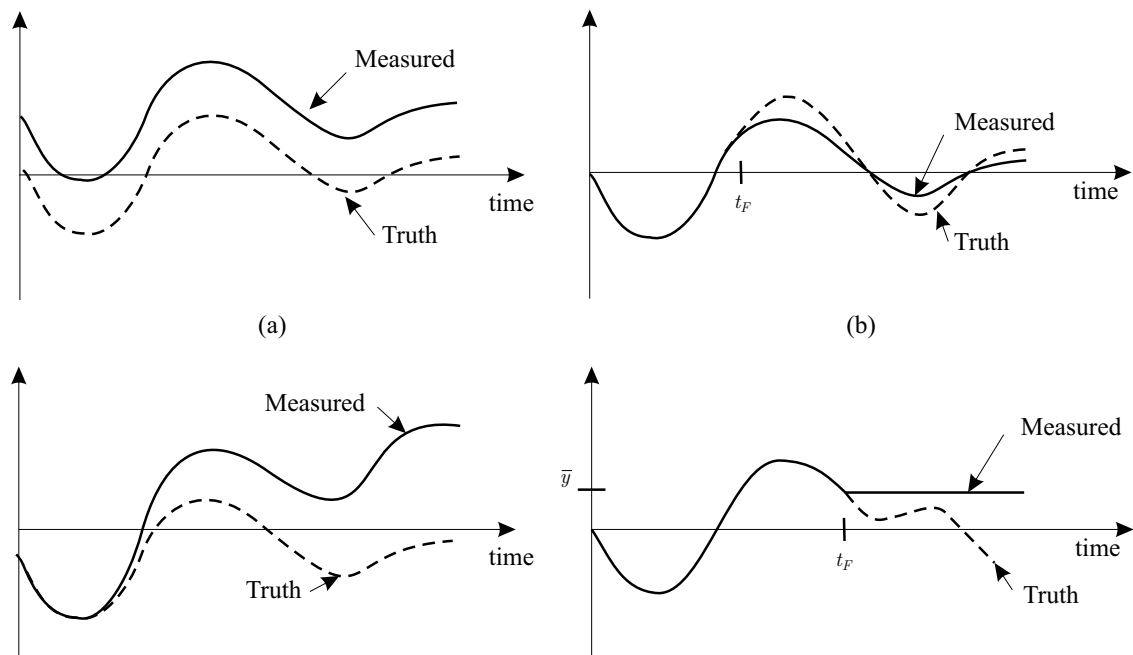


Figura 5.2: Tipos de fallo: a) bias; b) pérdida de precisión o fallo de calibración; c) drift; d) sensor bloqueado. Fuente: [10]

5.1.1. Tipos de fallo

Se considera que un sensor está fallando cuando las medidas proporcionadas difieren del valor real más allá de la incertidumbre asociada a la medida [10]. Así, el fallo supone un comportamiento anómalo del sistema, aunque no detiene su funcionamiento. Sin embargo, como resultado de uno o más fallos, el sistema puede sufrir una avería, dejando de estar operativo. Los tipos de fallo por los que puede verse afectado un sensor, representados en la Figura 5.2, se clasifican como:

- Bias: la medida obtenida difiere del valor real por un valor constante a lo largo del proceso.
- Pérdida de precisión o fallo de calibración: la amplitud de la medida está amplificada o reducida respecto al valor real.
- Drift: la señal medida se desvía con el tiempo aunque la entrada sea estacionaria, pudiendo alcanzar el límite de saturación.
- Sensor bloqueado: la medida del sensor se mantiene constante en el tiempo.

Además, puede haber modos de fallo común a todos los sensores, como subidas de tensión, tormentas eléctricas, interferencias electromagnéticas, mantenimiento insufi-

ciente, o errores de implementación, software, etc. Es importante tomar medidas para evitar este tipo de fallos ya que suponen la avería del sistema. Una forma habitual es utilizar la llamada redundancia desigual, en la que los elementos repetidos tienen distintos principios de funcionamiento, utilizan una arquitectura diferente, de modo que sus modos de fallo son independientes.

5.1.2. Tolerancia a fallos en el sistema de navegación

Como se ha visto, el FMS recibe las señales del conjunto de sensores de navegación y se encarga de gestionar las señales para proporcionar la estimación más precisa del estado del aeronaue. De acuerdo con las especificaciones de navegación PBN vistas en el Capítulo 2, la prioridad para la elección del sistema de navegación en condiciones normales de funcionamiento es:

- GNSS integrado con INS (ver Subsubsección 5.2.2.2)
- DME/DME
- VOR/DME
- INS

De este modo, cuando todos los sistemas funcionan correctamente, el sistema de navegación utiliza solamente la información del GNSS, quedando el resto de sistemas en modo back-up. Mientras tanto, un sistema de monitorización se encarga de seguir la evolución de cada una de los datos recibidos para comprobar que no divergen entre sí y que cumplen las tolerancias establecidas. De no cumplirse estas condiciones, alguno de los sistemas puede estar fallando, perdiendo su nivel de prioridad en la lista de sensores.

5.1.2.1. Simulación del fallo de sensor

Para analizar la influencia del tipo de sensor utilizado en navegación y la posible pérdida de integridad en alguno de ellos se ha introducido la posibilidad de simular la presencia de los diversos modos de fallos indicados previamente. En concreto:

- El fallo más habitual en un sistema GNSS se produce cuando el receptor no tiene suficientes satélites visibles para resolver la posición. La orografía del terreno, la presencia de edificios, interferencias electrónicas o zonas de vegetación densa pueden bloquear la señal y causar errores o dejar de tener lecturas de

posición. Para simular este tipo de fallo, el sistema GNSS deja de proporcionar estimaciones, cancelando todas las salidas del modelo.

- Como ya se mencionó en la Subsección 4.3.3, las radioayudas pueden estar fuera del rango de alcance o bloqueadas por obstáculos en el terreno, perdiendo la señal de navegación. Este fallo ya viene modelado en el simulador X-Plane, por lo que no es necesario introducirlo en el sistema de navegación. También se tiene en cuenta que sobre el cono de silencio de la instalación las medidas no son fiables, por lo que dejan de utilizarse las medidas de dicha radioayuda para estimar la posición.
- El altímetro barométrico puede sufrir un bias respecto al valor real como consecuencia de una presión de referencia adecuada; sufrir un drift debido a un mantenimiento inadecuado o como por diferencias respecto a la atmósfera real; o bloquearse por la presencia de hielo en la toma de presión estática.

Cuando se produce uno de estos fallos, la señal transmitida al sistema de gestión de vuelo no es la propia salida del sensor simulado sino una modificación de la misma en la que se incluye las propiedades del tipo de fallo modelado. En este caso, el sistema de monitorización debe ser capaz de detectar discrepancias entre las distintas fuentes de medida y desconectar el sensor apropiado.

5.2. Filtrado de señales

La fusión de datos es el proceso de combinar la información de distintas fuentes para obtener una información que no se podría obtener con cada fuente por separado. De este modo, es posible mejorar la estimación de algunas variables de estado utilizando la información de distintos sensores, permitiendo aumentar su precisión o combinando las ventajas de cada una de ellas. Por ejemplo, es habitual combinar la navegación por satélite con la inercial, logrando aumentar la frecuencia de muestreo del GNSS y corrigiendo el aumento del error con el tiempo del sistema INS.

De este modo, aplicando una serie de filtros sobre las lecturas proporcionadas por los sensores de medida es posible mejorar las señales, logrando una serie de ventajas como la eliminación del ruido de medida, la mejora de la precisión o la continuidad de las señales obtenidas. En este apartado se describen tres tipos de filtros utilizados con distinto propósito: el n -Plot permite eliminar valores anómalos de la señal de medida; el filtro de Kalman minimiza la varianza de la estimación; y el filtro de media móvil reduce el ruido de medida.

5.2.1. Filtro n -Plot

Este algoritmo, desarrollado en [27], se utiliza para eliminar valores anómalos del conjunto de medidas de posición. Su funcionamiento se basa en interpolar la posición a partir de las n lecturas anteriores y determinar si la medida actual se encuentra dentro del margen de valores probables; de no ser así, la medida se descarta y se sustituye por el valor obtenido por interpolación.

Partiendo de la ecuación de estado, que relaciona la evolución de la posición x con la velocidad v :

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Y la ecuación de medida, con un periodo de muestreo T_s :

$$z = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

Considerando que la velocidad se mantiene constante entre dos muestras consecutivas, la ecuación de las 8 últimas medidas es:

$$\begin{bmatrix} z_{k-8} \\ z_{k-7} \\ z_{k-6} \\ z_{k-5} \\ z_{k-4} \\ z_{k-3} \\ z_{k-2} \\ z_{k-1} \\ z_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -8T_s \\ 1 & -7T_s \\ 1 & -6T_s \\ 1 & -5T_s \\ 1 & -4T_s \\ 1 & -3T_s \\ 1 & -2T_s \\ 1 & -T_s \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

Que expresada en forma matricial, resulta:

$$\vec{z} = G\vec{x} \quad (5.4)$$

La elección de utilizar las 8 últimas medidas se considera como una solución de compromiso entre tiempo de cómputo y suavizado de la señal [27]. La expresión (5.4) puede resolverse calculando la pseudo-inversa de G para obtener la posición estimada como:

$$\vec{x} = (G^T G)^{-1} \vec{z} \quad (5.5)$$

Así, para determinar si la nueva medida es un valor anómalo o no, puede realizarse una estimación de la posición futura a partir de la posición y velocidad estimadas mediante (5.5):

$$x_k = x_{k-1} + v_{k-1} T_s \quad (5.6)$$

Si este valor se encuentra dentro del umbral determinado por los valores límite x_k^+ y x_k^- , entonces la medida actual z_k no es un valor anómalo y puede utilizarse para la estimación de posición; de no ser así, esta medida es sustituida por la estimación por interpolación (5.6). Los valores límite del umbral de medida se determinan como:

$$\begin{aligned} x_k^+ &= x_k + \Delta x_k = x_k + \max(4d_{max}, 0, 2) \\ x_k^- &= x_k - \Delta x_k = x_k - \max(4d_{max}, 0, 2) \end{aligned} \quad (5.7)$$

Siendo d_{max} la desviación máxima de las 8 últimas muestras.

En el contexto del sistema de navegación descrito en el Capítulo 4, el filtro n -Plot podría emplearse para suavizar las medidas de latitud y longitud obtenidas mediante GNSS. Sin embargo, debido al modelo de error utilizado, la presencia de valores anómalos en la medida no es suficientemente significativa como para utilizar este filtro. Su implementación, junto al resto de filtros introducidos, suavizaría demasiado la señal, incrementando el retraso de la misma.

5.2.2. Filtro de Kalman

El filtro de Kalman ha sido ampliamente descrito en la bibliografía (ver [21], [46], [49] o [6]). Permite estimar el estado de un sistema a partir de dos medidas o estimaciones ruidosas independientes. Cuando el sistema dinámico es un sistema lineal sometido a un ruido blanco aditivo, el filtro de Kalman permite que la varianza de la estimación sea mínima. Cuando el modelo no es lineal aunque sí diferenciable, el filtro de Kalman extendido (*Extended Kalman Filter*, EKF) resuelve el problema, aunque sus prestaciones se consideran subóptimas en términos de la varianza de la estimación.

En general, la dinámica de un sistema no lineal viene descrita por:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(x(t), u(t), t) + w(t) \\ y(t) &= h(x(t), t) + v(t) \end{aligned} \quad (5.8)$$

Donde x representa el estado, u las entradas e y las salidas del modelo. Por su parte, w es el ruido aditivo del sistema, considerado gaussiano, de media nula y densidad espectral Q ; mientras que v es el ruido de medida, también gaussiano, de media nula y densidad espectral R . El sistema (5.8) puede linealizarse mediante las matrices Jacobianas del sistema, resultando:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Fx(t) + Gu(t) + w(t) \\ y(t) &= Hx(t) + Ju(t) + v(t) \end{aligned} \quad (5.9)$$

Una vez se ha expresado el sistema en la forma (5.9), puede discretizarse utilizando un tiempo de muestreo T_s , obteniendo:

$$\begin{aligned}x_{k+1} &= \Phi x_k + \Gamma u_k + w_k \\y_{k+1} &= H x_k + J u_k + v_k\end{aligned}\tag{5.10}$$

Donde:

$$\begin{aligned}\Phi &= I + F\Psi \\ \Gamma &= \Psi G\end{aligned}\tag{5.11}$$

Y:

$$\Psi = IT_s + \frac{FT_s^2}{2!} + \frac{F^2T_s^3}{3!} + \dots\tag{5.12}$$

Por su parte, las matrices H y J de (5.10) son las mismas que las del sistema continuo (5.9). Por último, la matriz $Q(t)$, que contiene la densidad espectral con la covarianza de las entradas, también debe ser discretizada. Para ello existen distintas aproximaciones, aunque la utilizada en este caso es:

$$Q_k = \Psi G Q(t) G^T \Psi^T T_s\tag{5.13}$$

5.2.2.1. Funcionamiento del filtro

El filtro de Kalman es un algoritmo recursivo ejecutado en dos etapas repetidas de forma periódica: una de predicción, calculada a partir de la información del estado anterior y de la dinámica del sistema; y una de actualización, en la que se combina la información predicha con la medida obtenida. La ventaja de esta estructura es que no es necesario que las dos etapas se ejecuten a la misma frecuencia. Por ello, es habitual que la etapa de predicción se ejecute a una frecuencia mayor, mientras que la de actualización se ejecuta solamente cuando hay una nueva medida disponible.

Predicción

En la etapa de predicción se estima el estado y la matriz de covarianza a partir del modelo del sistema. La mejor estimación obtenida en el instante $k + 1$ a partir de la información disponible en el instante k es:

$$\begin{aligned}\tilde{x}_{k+1/k} &= f(\tilde{x}_{k/k}, u_k, 0) \\ P_{k+1/k} &= F_k P_{k/k} F_k^T + Q_k\end{aligned}\tag{5.14}$$

Actualización

El proceso de actualización consiste en corregir la predicción realizada mediante la medida obtenida. Para ello se utiliza la ganancia óptima de Kalman, que pondera el término llamado de innovación. La actualización del estado de la matriz de covarianza resultan:

$$\begin{aligned} K_{k+1} &= \frac{P_{k+1/k} H_{k+1}^T}{H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}} \\ x_{k+1/k+1} &= x_{k+1/k} - K_{k+1} [h(x_{k+1/k}, 0) - y_{k+1}] \\ P_{k+1/k+1} &= P_{k+1/k} - K_{k+1} H_{k+1} P_{k+1/k} \end{aligned} \quad (5.15)$$

5.2.2.2. Aplicaciones: Integración INS+GNSS

Una de las principales aplicaciones del filtro de Kalman en navegación es la integración de los sistemas GNSS y navegación inercial. La principal ventaja es que sus características son complementarias [6]. Por un lado, la navegación inercial presenta una buena respuesta a corto plazo ya que sus errores se acumulan en el tiempo; por otro, la navegación por satélite tiene una menor resolución a corto plazo y puede tardar en captar la señal, pero los errores se mantienen en el tiempo. Además, la navegación inercial es un sistema autónomo y de posicionamiento local, mientras que el GNSS es no autónomo y de ámbito global. Así, la integración de estos sensores mediante filtros de Kalman proporciona características superiores a la de ambos sistemas por separado.

En cuanto a su implementación, ya ha sido estudiada dentro del grupo de trabajo. El diseño realizado y los resultados obtenidos se recogen en [21]. A modo de resumen, las ecuaciones de navegación están formadas por el siguiente vector de estado:

$$x = [L \quad l \quad h \quad v_N \quad v_E \quad v_D \quad b_x \quad b_y \quad b_z]^T \quad (5.16)$$

Es decir, la posición (latitud, longitud, altitud), la velocidad en componentes NED, y además, los bias de cada uno de los acelerómetros, que se incluyen en el vector de estado para estimarlos en el tiempo. Respecto al vector de entradas, está formado por las tres lecturas de aceleración y los ángulos de Euler (alabeo, cabeceo y guiñada):

$$u = [a_x \quad a_y \quad a_z \quad \phi \quad \theta \quad \psi]^T \quad (5.17)$$

Y, por último, las salidas del modelo son las estimaciones de posición y las componentes de velocidad en el plano respecto al suelo:

$$\tilde{Y} = [\tilde{L} \quad \tilde{l} \quad \tilde{h} \quad \tilde{v}_N \quad \tilde{v}_E]^T \quad (5.18)$$

Notar que las componentes de velocidad se obtienen a partir de las medidas de velocidad y derrota como:

$$\begin{aligned} v_N &= V_{GS} \cos(hpath) \\ v_E &= V_{GS} \sin(hpath) \end{aligned} \quad (5.19)$$

Finalmente, las matrices que describen los ruidos de proceso y de medida del sistema han sido modificadas respecto al trabajo original para adaptarlas a las propiedades de los sensores (ver Capítulo 4). Las matrices diagonales utilizadas han sido:

$$\begin{aligned} Q_k &= \text{diag} [0,02^2 \quad 0,02^2 \quad 0,03^2 \quad 1 \quad 1 \quad 1] \\ R &= \text{diag} [30^2 \quad 30^2 \quad 20^2 \quad 2^2 \quad 2^2] \end{aligned} \quad (5.20)$$

5.2.2.3. Aplicaciones: Integración INS+altímetro barométrico

En este caso, se ha utilizado otro filtro de Kalman para mejorar las estimaciones de altitud proporcionadas por el altímetro barométrico, filtrando las imprecisiones y obteniendo una medida continua. Para ello, el filtro de Kalman se ha desarrollado a partir de una simplificación de la dinámica longitudinal, en la que la altitud evoluciona como:

$$\dot{h} = V_T \sin(\gamma) \quad (5.21)$$

En esta ecuación, la altitud h es la única variable de estado, mientras que la velocidad respecto al aire V_T y el ángulo de la trayectoria vertical γ son las entradas del modelo. Linealizando (5.21) respecto a V_{T_0} y γ_0 se obtiene:

$$\dot{\hat{h}} = \sin(\gamma_0) \hat{V}_T + V_{T_0} \cos(\gamma_0) \hat{\gamma} \quad (5.22)$$

Donde las variables con $\hat{\cdot}$ representan incrementos respecto a su punto de equilibrio. Así, con este modelo y las lecturas del altímetro barométrico, se tienen todos los elementos para implementar el filtro de Kalman. Las matrices de covarianza utilizadas para los sensores descritos en el Capítulo 4 son:

$$\begin{aligned} Q_k &= 0,005 \\ R &= 900 \end{aligned} \quad (5.23)$$

5.2.3. Filtro de media móvil

Los filtros de media móvil son muy habituales en el procesamiento de señales debido a su simplicidad. Su funcionamiento consiste en promediar cada nueva medida z_k con las n medidas anteriores. La influencia de n resulta fundamental en el comportamiento del filtro. Por tanto, la elección de pocas muestras para calcular la salida

supone que la señal es capaz de responder a variaciones a corto plazo, aunque está influenciada por efectos aleatorios. En cambio, con un número elevado de muestras, la señal de salida es más lenta, aunque elimina el efecto de los valores aleatorios. Pese a ello, existen distintas clases de filtro según el peso que se le dé a cada una de las medidas anteriores. Los más habituales son:

Media móvil simple

El filtro de media móvil simple calcula la salida x como la media aritmética de las n muestras analizadas. Por tanto, todas las muestras tienen el mismo peso independientemente de su antigüedad:

$$x = \frac{z_k + z_{k-1} + \dots + z_{k-(n-1)}}{n} \quad (5.24)$$

Media móvil exponencial

En el filtro de media móvil exponencial, el factor de ponderación de cada muestra decrece exponencialmente con el tiempo. Así, los datos más recientes tienen más peso en la salida, adaptando el valor de la predicción a la evolución de las medidas:

$$x_k = \alpha z_k + (1 - \alpha)x_{k-1} \quad (5.25)$$

En el contexto del sistema de navegación descrito en el Capítulo 4, el filtro de media móvil exponencial se ha utilizado tras la fusión de los datos de posición. Su función consiste en garantizar la continuidad de las señales de latitud, longitud y altitud cuando se produce un cambio de la fuente de medida. Puesto que el sistema de control trabaja con acciones integrales, es fundamental que el conjunto de sensores en paralelo capaces de proporcionar estimaciones de una misma variable se consoliden en una única señal. De este modo, el sistema de control trabaja con una única medida continua. De no ser así, las diferencias entre las salidas de cada sensor se integrarían como errores de navegación.

Así, cuando se pierde la señal de GNSS, la estimación de posición pasa a obtenerse del siguiente sensor prioritario, normalmente por radionavegación de tipo DME/DME. Como la medida de ambas señales puede diferir, el utilizar este tipo de filtro asegura que la siguiente medida partirá de la estimación anterior, por lo que no se producirán discontinuidades. Para las tres señales de posición (latitud, longitud, altitud), el filtro de media móvil exponencial se ha diseñado con un peso de $\alpha = 0,05$.

Capítulo 6

Diseño del Sistema de guiado y gestión de la misión

El sistema de guiado es el encargado de gestionar la información recibida del sistema de navegación para, a partir del plan de vuelo definido, construir referencias de control que consigan llevar la aeronave a lo largo de la trayectoria deseada. Teniendo en cuenta los requisitos impuestos por las especificaciones de navegación, la aeronave debe ser capaz de seguir la trayectoria deseada con fiabilidad, repetibilidad y previsibilidad, incluyendo tramos curvos. Para ello, el sistema de gestión de la misión se encarga de secuenciar trayectorias complejas en maniobras icas interpretables por el sistema de control.

El sistema de guiado utilizado por el autopiloto del grupo de trabajo fue diseñado y presentado en [22]. Su módulo de gestión de la misión está diseñado como una máquina de estados que evoluciona en función de su propio estado y la información de navegación. El conjunto de maniobras básicas que utiliza en la fase de vuelo en ruta son Track To y Circle en el plano lateral, y Vpath Hold y Altitude Hold en el plano longitudinal. Mediante una combinación de estas maniobras puede dar lugar a una maniobra compleja o a una misión de vuelo completa. Por ejemplo, la secuencia Circle + TrackTo + Circle se ha utilizado para construir una trayectoria particular llamada Dubins path o trayectoria Dubins, que será descrita en la Sección 6.2.

En el documento mencionado, estas maniobras básicas se combinan para obtener cuatro tipos de misión, representados como subastados del sistema y de los que se compone el plan de vuelo: FlyTo se utiliza para volar hacia un waypoint determinado; Orbit permite volar alrededor de un punto, bien manteniendo la altitud o realizando una trayectoria helicoidal; Scan se utiliza para sobrevolar una región determinada; y Land permite aterrizar la aeronave de forma automática.

En este trabajo se ha utilizado la base aportada en [22] para implementar un nuevo tipo de misión en la que el plan de vuelo se construye a partir de los Path Terminator descritos en el Capítulo 3. Así, el sistema de gestión de misión funciona como un intérprete que utiliza el conjunto de parámetros que definen una terminación de trayectoria para descomponerla en una secuencia de maniobras básicas. Estas maniobras básicas a su vez son gestionadas por el sistema de guiado para calcular referencias de control que serán utilizadas por el autopiloto. Por tanto, el flujo de información es el siguiente:

Path Terminator \rightarrow Secuencia de maniobras basicas \rightarrow Referencias de control

En este capítulo se describe la ampliación del sistema de gestión de misión realizada para construir un plan de vuelo mediante terminaciones de trayectoria, según lo especificado para aplicaciones PBN. En primer lugar se describen las maniobras básicas utilizadas y las propiedades de las trayectorias de tipo Dubin. A continuación se describe la implementación de cada uno de los path terminator soportados por el autopiloto. Por último, se presenta la implementación de las restantes funciones específicas requeridas por aplicaciones PBN.

6.1. Maniobras básicas

El sistema de guiado, encargado de calcular las referencias de control a partir de la información del plan de vuelo y del estado actual de la aeronave, se descompone en dos módulos independientes: el sistema de guiado en el plano lateral y en el plano longitudinal. En el plano lateral, las maniobras básicas utilizadas son TrackTo y Circle, mientras que en el plano longitudinal son Altitude Hold y Vpath Hold. Cada una de estas maniobras requiere unos parámetros diferentes para definir su especificación. Sin embargo, la especificación de las maniobras TrackTo y Circle contiene la información referente tanto al plano lateral como al plano longitudinal, por lo que sus especificaciones sirven de entrada a ambos subsistemas, y cada uno de ellos utiliza la información correspondiente. La Tabla 6.1 contiene los parámetros necesarios para definir estas maniobras básicas, de los que la altitud y velocidad se utilizan en el guiado longitudinal, y el resto en el plano lateral.

Así, la función del sistema de gestión de misión consiste en interpretar las especificaciones de los tipos de misión Path Terminator, FlyTo, Orbit, Scan o Land y convetirlas a secuencias TrackTo y Circle, definiendo para ello los parámetros de la tabla anterior. Una vez definidos, estos parámetros son los que utiliza el sistema de guiado para calcular referencias de control.

Tabla 6.1: Parámetros de definición de las maniobras básicas.

TrackTo	Circle
Fix lat	Center lat
Fix lon	Center lon
Fix alt	Radius
DTK	Direction
Speed	Speed
	Altitude

6.1.1. TrackTo y Circle

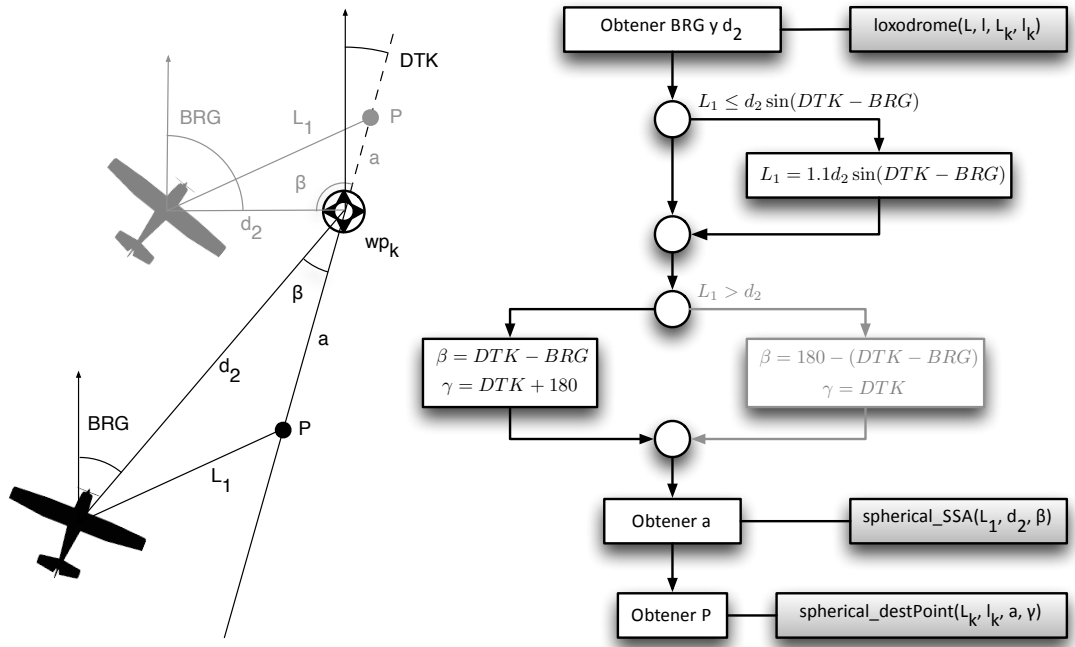
En cuanto al guiado lateral, se ha utilizado un método de guiado por persecución, en el que se define un punto objetivo sobre la trayectoria a seguir y se generan referencias de alabeo que conducen a la aeronave hacia ese punto siguiendo un arco. Esta técnica se aplica tanto en los segmentos de vuelo rectilíneo hacia un waypoint, en los que la maniobra básica es de tipo TrackTo, como en los segmentos de vuelo circular en torno a un punto central, mediante la maniobra Circle. La Figura 6.1 muestra un esquema del algoritmo de guiado en ambas maniobras. Los detalles sobre su implementación se recogen en [22].

6.1.2. Vpath Hold y Altitude Hold

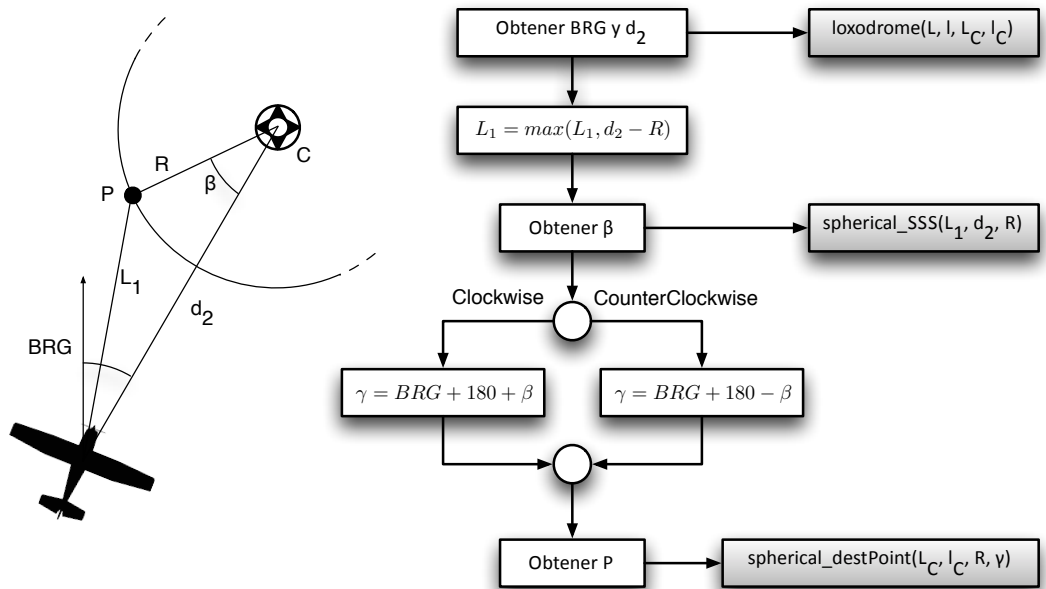
En cuanto al guiado longitudinal, las dos maniobras básicas son Vpath Hold y Altitude Hold. La primera se utiliza durante los tramos de ascenso o descenso, en los que se vuela con un ángulo de la trayectoria vertical γ determinado por:

$$\gamma_r = 3 \cdot \text{sgn}(e_h) \left(1 - e^{-\left| \frac{e_h}{20} \right|} \right) \quad (6.1)$$

Donde γ_r es la referencia del ángulo de la trayectoria vertical y e_h la diferencia entre la altitud objetivo y la altitud actual. Esta función supone que los tramos de ascenso o descenso se realizan con ángulos de $\pm 3^\circ$ hasta que prácticamente se ha alcanzado la altitud objetivo, cuando comienza a suavizar la trayectoria para interceptarla de forma gradual. Una vez que se ha alcanzado esta altitud objetivo, se utiliza la maniobra básica Altitud Hold, encargada de mantenerla hasta la próxima fase de misión. La Figura 6.2 recoge un esquema del funcionamiento del sistema de guiado en el plano longitudinal.



(a) Esquema de guiado en fase de vuelo rectilíneo.



(b) Esquema de guiado en fase de vuelo circular.

Figura 6.1: Esquema del guiado lateral por persecución. Fuente: [22]

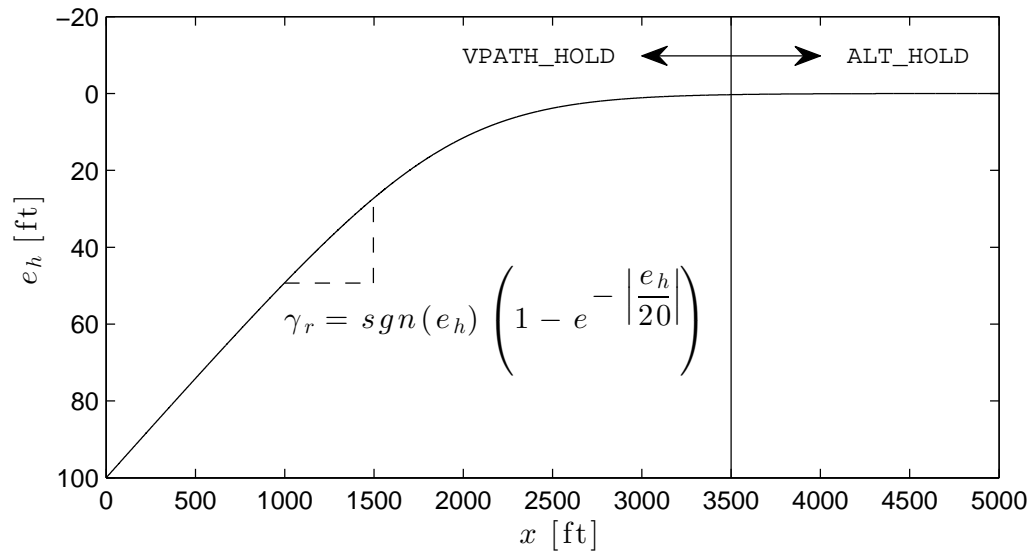


Figura 6.2: Modos de guiado longitudinal. Fuente: [22]

6.2. Maniobras combinadas

Además de volar segmentos rectilíneos o circulares en torno a un punto fijo, la misión puede requerir volar hacia un punto con un rumbo determinado. Este tipo de misión, que puede darse bien con misiones FlyTo, bien con algunos tipos de Path Terminator, requiere un tipo de maniobra más compleja. Para ello, se ha diseñado una maniobra combinada compuesta por una secuencia curva-recta-curva. Este tipo de trayectoria, llamada Dubins y representada en la Figura 6.3, ya ha sido descrita en [22].

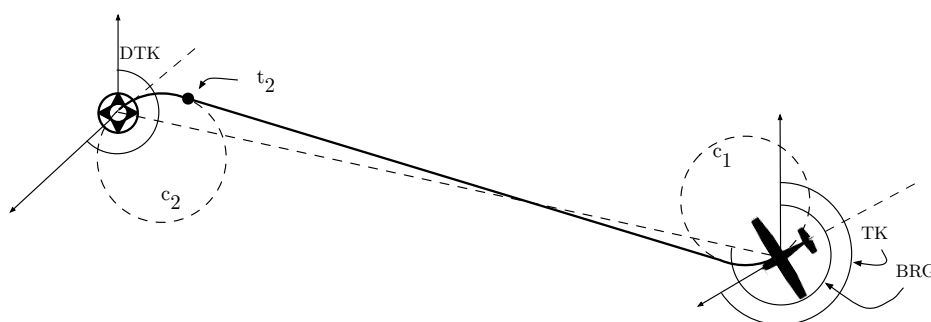


Figura 6.3: Ejemplo de trayectoria de tipo Dubins path. Fuente: [22]

Los Dubins paths son las trayectorias más cortas que conectan dos puntos en el plano con restricciones sobre la curvatura máxima y en los rumbos iniciales y finales. Además, el hecho de que sean sucesiones de circunferencias y tramos rectos permite implementarla como secuencia de las maniobras básicas descritas previamente. Como se ha dicho, los detalles sobre su implementación se recogen en [22].

6.3. Implementación del sistema de guiado mediante Path Terminators

Como se ha dicho, el autopiloto diseñado dentro del grupo de trabajo permitía diseñar planes de vuelo a partir de cuatro tipos de misión: FlyTo, Orbit, Scan y Land. En este trabajo se pretende implementar un nuevo tipo de misión en la que el plan de vuelo se define mediante una secuencia de terminaciones de trayectoria definidas para volar aplicaciones PBN. Estas terminaciones de trayectoria ya han sido descritas en el Capítulo 3. Como se indicó, existen un total de 23 terminaciones de trayectoria, de las que sólo 14 son válidas para especificaciones de navegación RNAV, y solamente 4 en especificación RNP. De este subconjunto de especificaciones válidas, se han implementado un total de 7 para el autopiloto aquí presentado: Initial Fix,

Direct to Fix, Course to Fix, Track to Fix, Radius to Fix, Fix to Altitude y Course to Altitude. Las restantes son referentes a tres tipos de operación: interceptación de un radial, vuelo hacia un punto con especificación sobre el rumbo de vuelo y circuitos de espera en el aeropuerto, quedando su implementación pendiente para posteriores trabajos.

6.3.1. Initial Fix

La terminación de trayectoria IF se utiliza como punto inicial de todo procedimiento RNAV/RNP. Aunque en [29] se utiliza solamente para completar la definición del segmento determinado por la siguiente terminación de trayectoria, en el sistema de gestión de misión que aquí se presenta se utiliza para definir la trayectoria de la aeronave desde el punto de partida hasta las coordenadas donde comienza la misión. Las especificaciones necesarias para definir esta terminación se recogen en la Figura 6.4.

Especificaciones IF TYPE=PATHTERMINATOR PTCODING=IF
Requeridas RNP: Especificación de navegación requerida. FIX1LAT: Latitud objetivo. FIX1LON: Longitud objetivo. ALT: Altitud AMSL de paso por waypoint. SPEED: Velocidad verdadera de paso por waypoint.
Opcionales No se aplica.
Funciones PBN Tipo de transición: Fly-over. Rutas paralelas: No permitidas.

Figura 6.4: Especificaciones para terminación de trayectoria IF.

Implementación

Se ha optado por definir una trayectoria de tipo Dubins de modo que la aeronave alcance las coordenadas de comienzo de procedimiento ya orientada con el primer tramo de la ruta. Por tanto, la secuencia de maniobras básicas es Circle + TrackTo + Circle.

Condición de terminación

Ángulo de derrota de la aeronave orientado hacia el primer tramo de ruta con tolerancia de $\pm 1^\circ$.

6.3.2. Direct to Fix

La terminación de trayectoria DF se utiliza para volar directo hacia un punto de ruta desde la posición en la que se encuentra la aeronave en el momento de comenzar el segmento. Las especificaciones necesarias para definir esta terminación se recogen en la Figura 6.5.

Especificaciones DF TYPE=PATHTERMINATOR PTCODING=DF
Requeridas RNP: Especificación de navegación requerida. FIX1LAT: Latitud objetivo. FIX1LON: Longitud objetivo.
Opcionales ALT: Altitud AMSL de paso por waypoint. SPEED: Velocidad verdadera de paso por waypoint. DIR: Dirección de giro al alcanzar la terminación.
Funciones PBN Tipo de transición: Fly-over. Rutas paralelas: No permitidas.

Figura 6.5: Especificaciones para terminación de trayectoria DF.

Implementación

Se utiliza la maniobra básica TrackTo, calculando la derrota directa desde la posición inicial al comenzar el segmento hacia el waypoint objetivo mediante la función loxodrome.

Condición de terminación

Sobrevolar waypoint objetivo con tolerancia de ± 50 ft.

6.3.3. Course to Fix

La terminación de trayectoria CF se utiliza para alcanzar un punto de ruta siguiendo una derrota especificada. Las especificaciones necesarias para definir esta terminación se recogen en la Figura 6.6.

Especificaciones CF TYPE=PATHTERMINATOR PTCODING=CF
Requeridas RNP: Especificación de navegación requerida. FIX1LAT: Latitud objetivo. FIX1LON: Longitud objetivo. TRACK: Derrota de interceptación del punto de ruta.
Opcionales ALT: Altitud AMSL de paso por waypoint. SPEED: Velocidad verdadera de paso por waypoint. DIR: Dirección de giro al alcanzar la terminación.
Funciones PBN Tipo de transición: Fly-over. Rutas paralelas: No permitidas.

Figura 6.6: Especificaciones para terminación de trayectoria CF.

Implementación

Se ha optado por definir una trayectoria de tipo Dubins de modo que la aeronave alcance las coordenadas de comienzo de procedimiento ya orientada con el primer tramo de la ruta. Por tanto, la secuencia de maniobras básicas es Circle + TrackTo + Circle.

Condición de terminación

Ángulo de derrota de la aeronave orientado hacia el primer tramo de ruta con tolerancia de $\pm 1^\circ$.

6.3.4. Track to Fix

La terminación de trayectoria TF se utiliza para alcanzar un punto de ruta siguiendo la derrota entre el waypoint inicial y el objetivo. Las especificaciones necesarias para definir esta terminación se recogen en la Figura 6.7.

Especificaciones CF TYPE=PATHTERMINATOR PTCODING=TF
Requeridas RNP: Especificación de navegación requerida. FIX1LAT: Latitud objetivo. FIX1LON: Longitud objetivo.
Opcionales ALT: Altitud AMSL de paso por waypoint. SPEED: Velocidad verdadera de paso por waypoint. DIR: Dirección de giro al alcanzar la terminación.
Funciones PBN Tipo de transición: Fly-by (por defecto) / Fly-over. Rutas paralelas: Permitidas.

Figura 6.7: Especificaciones para terminación de trayectoria TF.

Implementación

Se utiliza la maniobra básica TrackTo, calculando la derrota directa desde el punto de ruta anterior y el objetivo mediante la función `loxodrome`.

Condición de terminación

Sobrevolar waypoint objetivo o alcanzar distancia de anticipación de giro con tolerancia de ± 50 ft.

6.3.5. Radius to Fix

La terminación de trayectoria RF se utiliza para volar tamos curvos de radio de giro definido. Las especificaciones necesarias para definir esta terminación se recogen en la Figura 6.8.

Implementación

Se utiliza una maniobra básica Circle. El centro de giro se calcula resolviendo el triángulo esférico cuyos vértices recogen la Tabla 6.2. Considerando que la distancia AC y BC corresponden al radio de giro definido en la especificación, y que la distancia AB puede calcularse mediante la función `loxodrome`, los ángulos internos del triángulo se obtienen mediante la función `spherical_SSS` implementada en el Apéndice A de [22]. Una vez resuelto el triángulo, para calcular las coordenadas del centro de giro

Especificaciones RF

TYPE=PATHTERMINATOR

PTCODING=RF

Requeridas

RNP: Especificación de navegación requerida.

FIX1LAT: Latitud objetivo.

FIX1LON: Longitud objetivo.

RADIUS: Radio de giro.

DIR: Dirección de giro.

Opcionales

ALT: Altitud AMSL de paso por waypoint.

SPEED: Velocidad verdadera de paso por waypoint.

Funciones PBN

Tipo de transición: Fly-over.

Rutas paralelas: Permitidas, pero no se pueden modificar durante el tramo RF.

Figura 6.8: Especificaciones para terminación de trayectoria RF.

Tabla 6.2: Parámetros del triángulo esférico que definen la maniobra RF.

Vértice	Descripción	Ángulo
A	Waypoint anterior	α
B	Waypoint objetivo	β
C	Centro de giro	γ

se emplea la función `spherical_destPoint`, calculando el punto de destino que se sitúa a una distancia igual al radio de giro definido en la especificación, siguiendo una trayectoria loxodrómica desde A con una derrota Ψ_{AC} definida como:

$$\Psi_{AC} = \Psi_{AB} \pm \alpha \quad (6.2)$$

Donde Ψ_{AB} es la derrota entre el waypoint anterior y el waypoint objetivo y α el ángulo del triángulo esférico sobre el vértice A, con signo positivo cuando el giro es en sentido horario, y negativo en sentido antihorario.

Condición de terminación

El tramo curvo termina al sobrevolar el waypoint objetivo, cuando cuando la aeronave se encuentra a una marcación Ψ_{BC} del centro de giro, con una tolerancia de

$\pm 1^\circ$, siendo:

$$\Psi_{BC} = \Psi_{AB} \pm \alpha + 180^\circ \quad (6.3)$$

6.3.6. Fix to Altitude

La terminación de trayectoria FA se utiliza para cambiar la altitud o nivel de vuelo, terminado en una posición no especificada a una altitud determinada. Las especificaciones necesarias para definir esta terminación se recogen en la Figura 6.9.

Especificaciones FA TYPE=PATHTERMINATOR PTCODING=FA
Requeridas RNP: Especificación de navegación requerida. FIX1LAT: Latitud de referencia. FIX1LON: Longitud de referencia. ALT: Altitud AMSL objetivo.
Opcionales SPEED: Velocidad verdadera al alcanzar altitud de vuelo. DIR: Dirección de giro al alcanzar la terminación.
Funciones PBN Tipo de transición: No se aplica. Rutas paralelas: Permitidas.

Figura 6.9: Especificaciones para terminación de trayectoria FA.

Implementación

Para el perfil vertical, se utiliza el modo VPATH.HOLD hasta alcanzar la altitud objetivo. Para el perfil horizontal, se utiliza la maniobra básica TrackTo, calculando la derrota directa desde el punto de ruta anterior hacia el waypoint de referencia mediante la función `loxodrome`. Hay que resaltar que el segmento no termina en este punto de referencia sino en un punto intermedio, cuando se alcanza la altitud objetivo.

Condición de terminación

Alcanzar altitud objetivo con tolerancia de ± 5 ft.

6.3.7. Course to Altitude

La terminación de trayectoria CA se utiliza para cambiar la altitud o nivel de vuelo, partiendo del último punto de ruta con una derrota especificada y terminado a una altitud determinada, en una posición no especificada. Las especificaciones necesarias para definir esta terminación se recogen en la Figura 6.10.

Especificaciones CA TYPE=PATHTERMINATOR PTCODING=CA
Requeridas RNP: Especificación de navegación requerida. ALT: Altitud AMSL objetivo. TRACK: Derrota de salida desde el waypoint anterior.
Opcionales SPEED: Velocidad verdadera al alcanzar altitud de vuelo. DIR: Dirección de giro al alcanzar la terminación.
Funciones PBN Tipo de transición: No se aplica. Rutas paralelas: No permitidas.

Figura 6.10: Especificaciones para terminación de trayectoria CA.

Implementación

Para el perfil vertical, se utiliza el modo VPATH.HOLD hasta alcanzar la altitud objetivo. Para el perfil horizontal, se utiliza la maniobra básica TrackTo, utilizando la derrota especificada para calcular un punto de referencia objetivo suficientemente alejado como para llegar a la altitud de vuelo antes de alcanzarlo, utilizando para ello la función `spherical_destPoint`.

Condición de terminación

Alcanzar altitud objetivo con tolerancia de ± 5 ft.

6.4. Secuencias válidas de terminación de trayectoria

Además de las reglas establecidas en [29] sobre las secuencias válidas de terminación de trayectoria en el diseño de procedimientos instrumentales, por cuestiones

referentes al diseño del autopiloto que aquí se presenta deben tenerse en cuenta otras consideraciones adicionales. La Tabla 6.3 recoge las posibles combinaciones de terminaciones de trayectoria válidas para definir una ruta en el autopiloto. Básicamente, las limitaciones a la hora de secuenciar terminaciones de trayectoria se dan cuando alguna de ellas deja algún parámetro indeterminado. Este es el caso de las FA y CA, en las que la condición de terminación viene dada por una altitud de vuelo, quedando en un punto indeterminado; o tras un segmento DF, en el que el punto de ruta objetivo se alcanza con una derrota indeterminada, dando lugar a rutas poco predecibles.

Tabla 6.3: Secuencias válidas de terminación de trayectoria en el autopiloto.

		Tramo siguiente						
		IF	DF	CF	TF	RF	FA	CA
Tramo actual	IF		✓	✓	✓	✓	✓	✓
	DF		✓	✓	✓		✓	✓
	CF		✓	✓	✓	✓	✓	✓
	TF			✓	✓	✓	✓	✓
	RF			✓	✓	✓	✓	✓
	FA		✓					
	CA		✓					

6.5. Implementación de funciones específicas para aplicaciones PBN

Como se ha mencionado en la Sección 3.4, los sistemas RNAV/RNP del FMS deben incorporar una serie de funciones de navegación necesarias para ejecutar operaciones PBN. Estas funciones incluían la capacidad de volar tramos curvos de radio definido, ejecutar transiciones fly-by, volar rutas paralelas y realizar circuitos de espera antes de comenzar la aproximación final al aeropuerto. En la Subsección 6.3.5 ya se ha descrito la implementación de los tramos RF dentro del sistema de gestión de la misión. A continuación se detalla la implementación de las funciones fly-by y rutas paralelas, quedando el diseño de circuitos de espera para trabajos futuros.

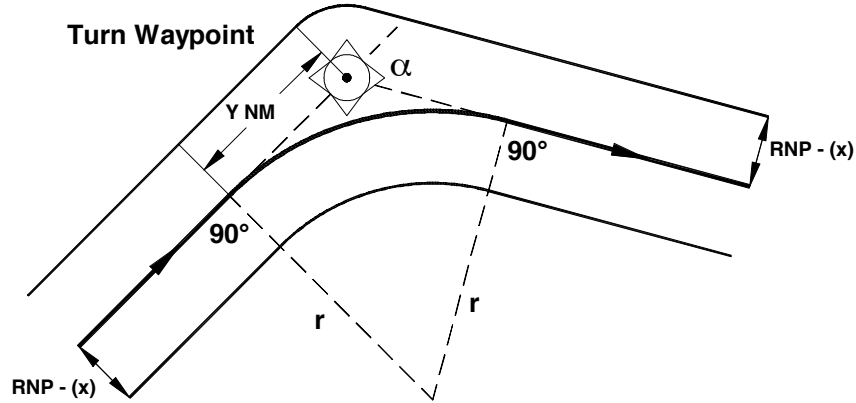


Figura 6.11: Distancia de anticipación de giro en la transición fly-by. Fuente: [12]

6.5.1. Transiciones Fly-By

Durante la fase de vuelo en ruta, formada por una sucesión de segmentos TF, y en algunas operaciones en fases de salida y aproximación, los giros entre dos segmentos de vuelo se realizan mediante transiciones fly-by, que interceptan el nuevo segmento con una trayectoria suavizada. De este modo se evita un *overshoot* en la trayectoria y la desviación lateral cometida es menor, además de que se reduce la distancia y el tiempo de vuelo.

A diferencia de las transiciones de radio fijo FRT, ejecutadas mediante terminaciones de trayectoria RT, las transiciones por fly-by dibujan rutas poco definidas o repetibles, ya que la maniobra de giro depende tanto de las características del vehículo (velocidad de vuelo y maniobrabilidad), como de las condiciones atmosféricas de viento. Por tanto, el computador de a bordo debe determinar el punto de comienzo de la maniobra, que será variable y dependiente de estos factores, además del ángulo que formen los segmentos que se interceptan. En [12] se establece que la distancia de anticipación del giro Y para realizar una transición fly-by es:

$$Y = r \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \quad (6.4)$$

Siendo r el radio de giro de la maniobra y α el cambio de ángulo de la trayectoria, según se muestra en la Figura 6.11. Por su parte, el radio de giro es un parámetro dependiente del vehículo y de las condiciones ambientales, calculado como:

$$r = \frac{V_{GS}^2}{g \tan(\phi_{max})} \quad (6.5)$$

Donde V_{GS} es el módulo de la velocidad respecto al suelo, o *ground speed*, que depende de la cantidad de viento a favor o en contra; ϕ_{max} el ángulo de alabeo máximo del

vehículo, parámetro determinante en su maniobrabilidad; y g la aceleración de la gravedad.

Por último, cabe mencionar que la implementación de transiciones fly-by solamente es válida cuando el siguiente tramo está definido por una terminación de trayectoria de tipo TF, FA o CA. En el resto de casos, o cuando se especifique de forma explícita, las transiciones serán por fly-over, sobrevolando el punto de ruta objetivo.

6.5.2. Rutas paralelas

Una de los requisitos de algunas especificaciones de navegación PBN es la capacidad de volar rutas paralelas, permitiendo aumentar la capacidad del espacio aéreo o resolver situaciones estratégicas. En [32] se establece que los offsets laterales pueden darse en incrementos de 1 NM a ambos lados de la ruta original, alcanzando un máximo de 20 NM. Sin embargo, no todas las terminaciones de trayectoria permiten ejecutar rutas paralelas, y no en todas las condiciones pueden ejecutarse las maniobras de transición hacia la ruta paralela. Antes de comenzar una transición deben comprobarse una serie de condiciones referentes a la distancia necesaria para alcanzar el offset, la distancia restante para alcanzar el siguiente waypoint de ruta, y el tipo de path terminator o fase de misión que se activará tras alcanzar el waypoint activo actualmente.

6.5.2.1. Condiciones ejecución y modificación de rutas paralelas

Para poder ejecutar rutas paralelas con el sistema de gestión de la misión aquí descrito deben tenerse en cuenta las siguientes condiciones:

- La ejecución de rutas paralelas solamente está permitida durante segmentos de misión definidos mediante path terminators.
- Las terminaciones de trayectoria que permiten volar rutas paralelas son TF, RF, FA y CA.
- Las terminaciones de trayectoria que permiten modificar el offset durante el propio segmento de misión son TF y FA.
- La aeronave debe cancelar el offset antes de alcanzar el próximo waypoint de ruta si dicho waypoint es el último evento de la misión.

- La aeronave debe cancelar el offset antes de alcanzar el próximo waypoint de ruta cuando el siguiente evento de misión sea un path terminator que no permite la ejecución de rutas paralelas.
- La aeronave debe cancelar el offset antes de alcanzar el próximo waypoint de ruta cuando el siguiente evento de misión no sea de tipo path terminator (misión ORBIT, SCAN o LAND).

Además, antes de ejecutar una transición hacia un nuevo offset paralelo o al comenzar un nuevo segmento de tipo path terminator cuando ya se estaba volando con un comando de offset previo, deben comprobarse una serie de condiciones que garanticen la integridad de la operación ordenada. Estas condiciones tienen en cuenta la distancia longitudinal necesaria para completar las maniobras y la distancia longitudinal restante hasta alcanzar el próximo punto de terminación de trayectoria:

- La maniobra de transición hacia una separación de la ruta original debe terminar antes de alcanzar el siguiente punto de terminación de trayectoria. Si la distancia longitudinal necesaria para completar la transición no es suficiente, se cancelará la maniobra.
- La separación lateral actual debe cancelarse antes de alcanzar el próximo punto de terminación si el siguiente segmento de misión no permite volar rutas paralelas. Si la distancia longitudinal necesaria para cancelar la separación mediante la maniobra de transición clásica -que será descrita en la Subsubsección 6.5.2.3- no es suficiente, se cambiará el modo de vuelo a DF.
- Teniendo en cuenta los dos puntos anteriores, si volando sobre la ruta original se introduce un comando de offset lateral cuando el siguiente tramo no permite rutas paralelas, la distancia longitudinal hasta el próximo punto de terminación debe ser suficiente como para completar tanto la maniobra de separación como la de cancelación.

Los cálculos necesarios para tener en cuenta estas consideración se presentan en la Subsubsección 6.5.2.4, una vez se haya descrito la maniobra de transición hacia rutas paralelas.

6.5.2.2. Implementación de las rutas paralelas durante la misión

Para modificar una ruta y ejecutarla con una cierta separación lateral respecto a la definición original del plan de vuelo se consideran dos casos distintos: cuando se trata de segmentos rectilíneos o cuando los segmentos de vuelo son curvos. Los segmentos rectilíneos corresponden con los path terminator de tipo TF, FA y CA, y aunque en cada uno la implementación requiere consideraciones particulares, el principio es el mismo. Se trata de desplazar el waypoint objetivo una distancia determinada en una dirección dada, por lo que puede usarse la función `spherical_destPoint` descrita en el Apéndice A de [22]. En el caso de los tramos curvos, es decir, de las terminaciones de tipo RF, la modificación para mantener la ruta paralela consiste en aumentar o disminuir el radio de giro de la maniobra en función de la distancia de separación requerida, manteniendo el centro de giro.

Rutas paralelas en tramos rectilíneos

Para determinar la distancia y la dirección de desplazamiento de los puntos de terminación deben tenerse en cuenta los siguientes parámetros:

- El signo del comando de separación lateral, es decir, si la ruta paralela está a la derecha o a la izquierda de la ruta original.
- El sentido del viraje una vez alcanzado el punto de terminación.
- El tipo de terminación de trayectoria del siguiente segmento de misión.

El caso más sencillo es cuando el siguiente segmento al tramo actual no es de tipo TF. En esto caso, el punto de terminación actual debe desplazarse perpendicularmente a la derrota deseada. Así, la dirección de desplazamiento es de $\pm 90^\circ$ respecto a la ruta prevista, según el signo del comando de separación lateral.

Sin embargo, cuando el siguiente segmento al tramo actual es de tipo TF, además de desplazarlo perpendicularmente, el punto de terminación debe desplazarse longitudinalmente en la dirección de la ruta prevista, bien en el sentido de la marcha, bien en sentido contrario. Así, la longitud del segmento cuando se vuela la ruta en paralelo aumenta o disminuye respecto al tramo original, dependiendo de la dirección del offset y del sentido del próximo giro. La Tabla 6.4 recoge qué ocurre con esta distancia en los cuatro casos que deben considerarse. Notar que aumentar la distancia del segmento supone desplazar el punto de terminación en la misma derrota del tramo, mientras que disminuirla supone desplazarlo en el sentido opuesto. Teniendo esto en

Tabla 6.4: Influencia sobre la longitud del segmento en rutas paralelas con tramos TF y dirección de desplazamiento de los puntos de terminación.

Sentido de giro	Dirección del offset	Longitud del segmento	$\Delta\Psi$ (deg)
Horario	Derecha	Disminuye	+135
	Izquierda	Aumenta	-45
Antihorario	Derecha	Aumenta	+45
	Izquierda	Disminuye	-135

cuenta, modificar una ruta para volarla a una distancia de separación paralela d_{offset} cuando se encadenan una secuencia de segmentos TF supone desplazar cada punto de terminación en una dirección Ψ una distancia d , siendo:

$$\begin{aligned} d &= \sqrt{2d_{offset}^2} \\ \Psi &= dtk + \Delta\Psi \end{aligned} \quad (6.6)$$

Donde dtk es la derrota del tramo actual y $\Delta\Psi$ la variación en la dirección de desplazamiento respecto a la derrota, función de los cuatro casos recogidos en la Tabla 6.5.

Rutas paralelas en tramos curvos

Modificar un tramo curvo de tipo RF para volarlo en paralelo a la ruta prevista hay que modificar el radio de giro de la maniobra, manteniendo la posición del centro de giro. Así, el radio necesario R_{offset} para mantener la distancia de separación lateral d_{offset} es:

$$R_{offset} = R_0 \pm |d_{offset}| \quad (6.7)$$

Siendo R_0 el radio de giro definido en la especificación del tramo RF. El signo de la operación depende de los cuatro casos recogidos en la Tabla 6.5. En función de estos casos, hay que tener en cuenta que la aeronave impone una restricción en cuanto al radio de giro mínimo debido a su maniobrabilidad. Si la distancia de offset y el sentido de giro son tal que el radio necesario para mantener la ruta paralela incumple esta restricción, el FMS debe cancelar la separación antes de comenzar el segmento RF.

Además de modificar el radio de giro, para mantener la distancia de separación es necesario desplazar el punto de terminación. El método seguido es el mismo que los segmentos rectilíneos, desplazando el waypoint objetivo perpendicularmente respecto a la derrota del siguiente segmento de vuelo.

Tabla 6.5: Influencia sobre el radio de giro en rutas paralelas con tramos RF.

Sentido de giro	Dirección del offset	Longitud del radio de giro
Horario	Derecha	Disminuye
	Izquierda	Aumenta
Antihorario	Derecha	Aumenta
	Izquierda	Disminuye

6.5.2.3. Maniobra de transición hacia rutas paralelas

Para interceptar un nuevo comando de separación lateral se ha diseñado una trayectoria de tipo Dubin, en la que se encadenan las maniobras básicas Circle + TrackTo + Circle. De este modo, la maniobra de transición queda perfectamente definida y es posible determinar a priori la distancia requerida para completar la maniobra o el tiempo de vuelo necesario. Esta decisión se ha tomado teniendo en cuenta que [32] recomienda interceptar las rutas paralelas siguiendo trayectorias de $\pm 45^\circ$ respecto a la derrota original. Así, la maniobra consta de las siguientes etapas:

1. Maniobra Circle de radio 1000 m hasta interceptar rumbo de $\pm 45^\circ$ respecto a la derrota del segmento original.
2. Maniobra TrackTo hasta alcanzar separación lateral requerida.
3. Maniobra Circle de radio 1000 m en sentido opuesto a la inicial hasta interceptar derrota original.

Para definir estas maniobras es necesario definir una serie de puntos intermedios, utilizando $c_R = 1000$ m el radio de giro, dtk la derrota del tramo de vuelo actual y d_{offset_rel} la distancia de separación lateral requerida relativa a la posición actual:

p1 Posición inicial de la aeronave en el momento de comenzar la maniobra

p2 Punto de comienzo del segmento rectilíneo que intercepta la ruta paralela a $\pm 45^\circ$. El punto p2 está situado a una distancia de anticipación Y de p1 en dirección dtk , siendo:

$$Y = c_R \tan \left(\frac{45^\circ}{2} \right) \quad (6.8)$$

p3 Punto de terminación de la primera maniobra Circle, situado a una distancia Y de p2 sobre el curso de interceptación.

p4 Punto de terminación del tramo rectilíneo, situado sobre el curso de interceptación a una distancia $d_{intercept} - Y$ del punto p2, siendo:

$$d_{intercept} = \frac{|d_{offset_rel}|}{\sin(45^\circ)} \quad (6.9)$$

p5 Punto de intersección del segmento de interceptación con la ruta paralela, situado a una distancia $d_{intercept}$ del punto p2 en dirección $dtk \pm 45^\circ$.

p6 Punto final de la maniobra de transición, situado sobre la ruta paralela a una distancia Y de p5 en dirección dtk .

c1 Centro de giro de la primera maniobra Circle, situado a una distancia c_R de p1 en dirección $dtk \pm 90^\circ$, según la dirección del offset.

c2 Centro de giro de la segunda maniobra Circle, situado a una distancia c_R de p4 en dirección $dtk \mp 45^\circ$, según la dirección del offset.

En resumen, la maniobra de transición hacia una ruta paralela está compuesta por una maniobra Circle de radio c_R y centro de giro c1, hasta interceptar el radial $\pm 45^\circ$, donde comienza un segmento rectilíneo hasta p4; en este punto comienza otra maniobra Circle de radio c_R y centro de giro c2, con sentido de giro contrario al primero, hasta interceptar la derrota de la ruta original.

6.5.2.4. Cálculo de la distancia longitudinal requerida en las maniobras de transición

Cuando se establece una orden para volar una ruta paralela a una distancia d_{offset} partiendo de una distancia de separación previa de d_{offset_ant} , la distancia de separación relativa es:

$$d_{offset_rel} = d_{offset} - d_{offset_ant} \quad (6.10)$$

Para calcular la distancia longitudinal que habrá recorrido la aeronave cuando alcance esta separación relativa debe tenerse en cuenta las características de la maniobra de transición definida previamente, que son:

1. Trayectorias de interceptación de 45° respecto a la derrota deseada.
2. Giros de radio 1000 m constante para alcanzar el rumbo apropiado en cada tramo de la maniobra.

Durante cada uno de los dos tramos curvos en los que se alcanza el rumbo de interceptación y la ruta paralela, la distancia longitudinal recorrida es:

$$Y = 1000 \tan \left(\frac{45^\circ}{2} \right) \quad (6.11)$$

Con esto, la distancia longitudinal total necesaria para alcanzar una nueva orden de offset paralelo mediante la maniobra diseñada es:

$$d_{lon} = 2Y + \frac{|d_{offset_rel}|}{\tan(45^\circ)} \quad (6.12)$$

Del mismo modo, cuando la aeronave se encuentra volando una ruta paralela de offset d_{offset} , la distancia longitudinal necesaria para cancelarla y volver sobre la ruta original es:

$$d_{lon} = 2Y + \frac{|d_{offset}|}{\tan(45^\circ)} \quad (6.13)$$

Así, estas dos distancias longitudinales son las que se debe comparar con la distancia longitudinal restante hasta completar el segmento de vuelo actual, de modo que se garantice la integridad de la ruta paralela.

6.6. Determinación del Error Total del Sistema

Tal y como se vio en el Capítulo 2, uno de los elementos fundamentales de las aplicaciones PBN es la estimación del Error Total del Sistema (TSE). Este parámetro está asociado a la precisión en la navegación en el plano lateral y lo componen tres fuentes de error -el error en la definición de la ruta (PDE), el error técnico de vuelo (FTE) y el error del sistema de navegación (NSE)-, que ya fueron descritos en la Subsección 2.3.1 y representados en la Figura 2.3. Dado que las especificaciones de navegación RNP requieren que se monitorice en cabina durante el vuelo, lanzando un aviso a la tripulación cuando no se pueda alcanzar la precisión requerida, debe ser estimado a bordo. A continuación se describe cómo se ha implementado la estimación de cada una de las fuentes de error.

Error en la definición de la ruta

El error de definición de la ruta tiene en cuenta factores como los errores en la introducción de información en la base de datos de navegación, la resolución de los datos tratados o las diferencias entre la forma de la Tierra y el modelo terrestre utilizado (generalmente el WGS 84). Por un lado, se puede garantizar la integridad

de la base de datos de navegación; por otro, la plataforma de trabajo que se presenta en este trabajo utiliza como software de simulación X-Plane, que también utiliza el modelo terrestre WGS 84, por lo que no se consideran las discrepancias respecto a la forma de la Tierra. Así, el único factor que afecta al error de definición de la ruta es cuando la propia ruta no está completamente definida. Concretamente, cuando se realizan transiciones fly-by o fly-over, la ruta seguida no coincide con la ruta prevista, por lo que la diferencia se considera como PDE.

Para estimarlo debe calcularse la distancia lateral entre la posición de la aeronave y su proyección sobre la ruta prevista mientras se realiza la maniobra de transición. De acuerdo con el esquema de guiado de la Figura 6.1a, la separación lateral respecto a la ruta prevista d_{CD} se calcula como:

$$d_{CD} = d_2 \sin(DTK - BRG) \quad (6.14)$$

Siendo d_2 y BRG la distancia y la marcación entre la aeronave y el siguiente punto de referencia, respectivamente; y DTK el ángulo de la trayectoria deseada. Como se menciona en [22], esta medida contiene una elevada cantidad de ruido, por lo que conviene filtrarla. En el mismo documento diseñan un filtro de Kalman con este objetivo que se ha empleado también en este caso. Así, el PDE se obtiene según (6.14) durante la ejecución de maniobras de transición.

Error técnico de vuelo

Respecto al error técnico de vuelo, el sistema de guiado y control automático o la acción directa del piloto se encargan de que la aeronave avance a lo largo de la ruta prevista. La desviación lateral cometida durante la operación, también llamada *cross-track error*, es la contribución al error técnico de vuelo. Para estimarlo, durante los segmentos rectilíneos (tramos TF o FA) se sigue el mismo procedimiento que en el PDE, es decir, se utiliza la fórmula (6.14) basada en la geometría de la Figura 6.1a. Durante los tramos curvos (tramos RF) se utiliza el esquema de la Figura 6.1b, y el FTE se estima a partir de la distancia entre la aeronave y el centro de giro (d_2 en la figura mencionada). Así, la separación lateral respecto a la ruta prevista d_{CD} resulta:

$$d_{CD} = d_2 - R \quad (6.15)$$

Siendo R el radio de giro del segmento RF. Por último, el FTE no se tiene en cuenta durante los segmentos DF, CF y CA, puesto que no tienen una ruta definida sino que se vuelan construyendo una trayectoria a partir de algún parámetro de vuelo. Así, el FTE se calcula en vuelo a partir de (6.14) o (6.15), según se trate de segmentos rectilíneos o curvos.

Error del sistema de navegación

La última componente del Error Total del Sistema es el error asociado a la determinación de la posición mediante el sistema de navegación. Por tanto, depende del tipo de sensor utilizado, por lo que se deben tener en cuenta las consideraciones de precisión tratadas en el Capítulo 4. Normalmente, dado que no se conoce la posición real de la aeronave, el NSE no puede calcularse de forma analítica sino que se basa en el error medio cuadrático asociado a los sistema de medida. Sin embargo, en el contexto de la plataforma de diseño que se describe en el presente documento, la posición real de la aeronave puede obtenerse a partir de las lecturas de X-Plane. Por ello, en este caso se ha optado por calcular el NSE como la distancia entre la posición estimada obtenida de los modelos de sensor y la posición real leída del simulador. Esta distancia se calcula a partir de la función de trigonometría esférica `loxodrome` descrita en el Apéndice A de [22].

Capítulo 7

Resultados

En este capítulo se presentan los resultados más relevantes obtenidos durante el trabajo. Esto incluye los métodos descritos para estimar la posición, tanto en el plano horizontal como en el vertical, así como el funcionamiento del sistema de gestión de la misión para rutas definidas mediante terminaciones de trayectoria, integrado en el autopiloto desarrollado en el grupo de trabajo.

Los resultados obtenidos se estructuran del siguiente modo: la Sección 7.1 presenta los resultados de la estimación de posición en el plano horizontal, incluyendo la navegación por satélite y la basada en radioayudas terrestres. Por su parte, la Sección 7.2 contiene los resultados sobre la estimación de altitud mediante el altímetro barométrico y las medidas satelitales. La Sección 7.3 muestra la estimación de otras variables auxiliares mediante observadores de estado. Finalmente, la Sección 7.4 simula los resultados de la ejecución de rutas definidas mediante terminaciones de trayectoria utilizando el autopiloto completo, incorporando funciones específicas de aplicaciones PBN como tramos curvos o rutas paralelas.

7.1. Determinación de la posición en el plano horizontal

Para estudiar los resultados de los distintos métodos de estimación de la posición en el plano horizontal se ha preparado un escenario estático, colocando la aeronave simulada en X-Plane en una posición conocida y obteniendo el conjunto de lecturas necesarias para construir los modelos de sensor descritos previamente.

La aeronave utilizada para la simulación, una Cessna 172P, se ha situado sobre la isla de Mallorca, concretamente en las coordenadas mostradas en la Tabla 7.1. Sobre esta posición se ha simulado el funcionamiento del sensor de navegación por

Tabla 7.1: Posición real de la aeronave en el escenario de simulación.

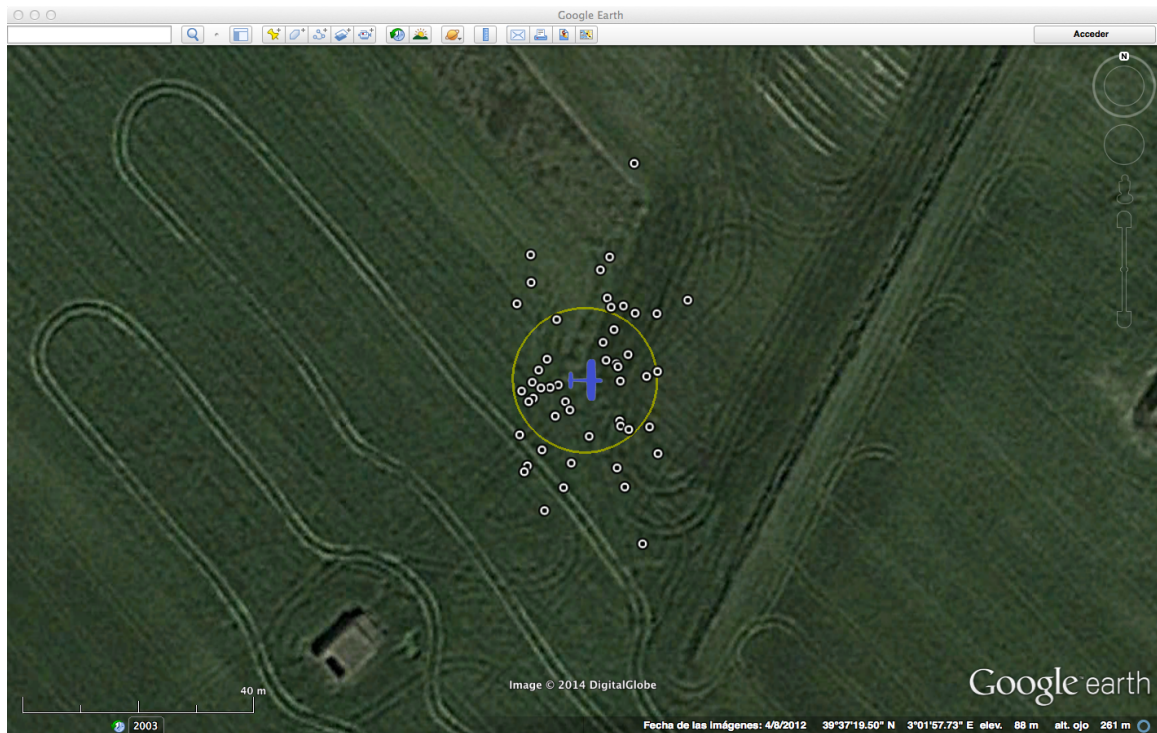
Lat (deg)	Lon (deg)	Alt (ft)
39,622101	3,032707	2500

satélite. Además, se han obtenido las lecturas de tres radioayudas localizadas en la isla para construir los modelos de navegación $\rho - \rho$ y $\rho - \theta$. Los resultados obtenidos se muestran a continuación.

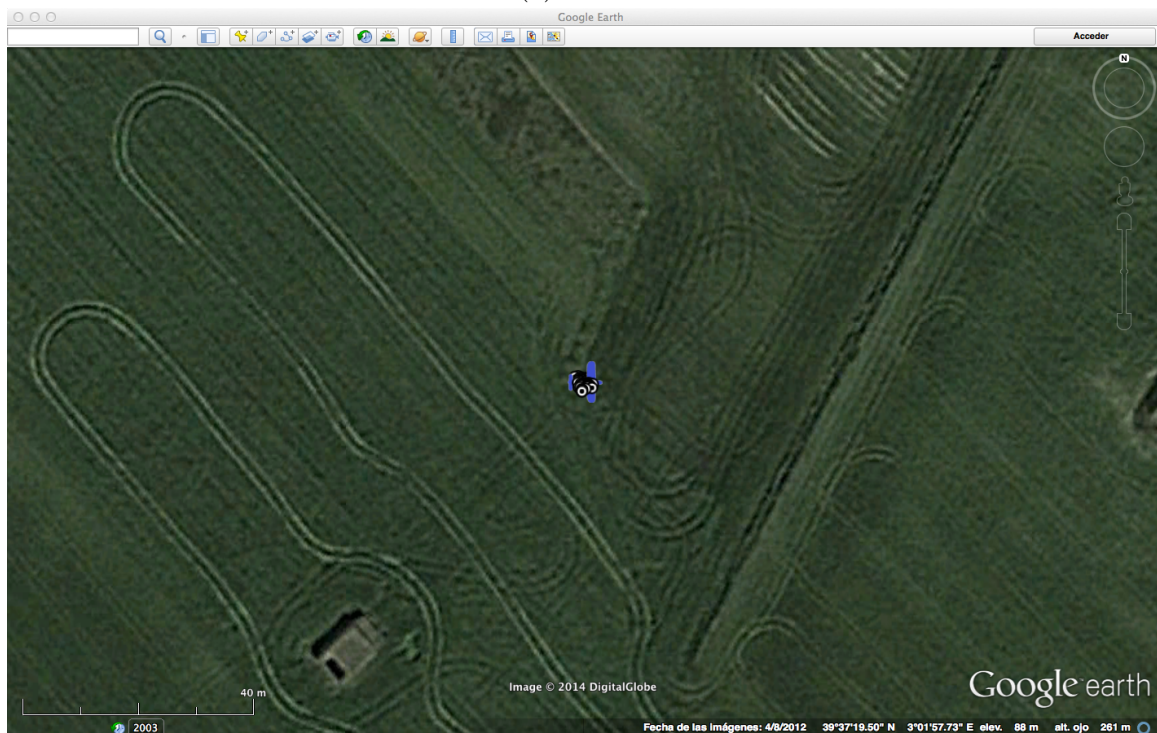
7.1.1. Estimación de la posición mediante navegación por satélite

Tal y como se ha descrito en el Capítulo 4, el sensor GNSS se ha construido añadiendo sobre las lecturas de posición real obtenidas del simulador un modelo de ruido aleatorio con unas características dadas. La Figura 7.1a muestra la posición real de la aeronave en Google Earth, representada con la silueta azul y cuyas coordenadas se recogen en la Tabla 7.1, junto con 50 estimaciones obtenidas mediante el modelo de sensor, representadas con marcas a círculos blancos y negros. Respecto al círculo amarillo, representa el error circular probable (*Circular Error Probable*, CEP), es decir, el área dentro de la cual se situarán el 50 % de las medidas obtenidas teniendo en cuenta la precisión ofrecida por el receptor utilizado (modelo Garmin GNS 430, ver [23]). En este caso, el CEP es un círculo de radio 12,45 m.

Por su parte, cuando la aeronave se encuentra dentro de un área en la que está disponible el sistema de aumentación de la navegación por satélite, las prestaciones obtenidas mejoran notablemente. En este caso, el modelo de ruido aleatorio introducido sobre la posición real para construir el sensor DGPS tiene unas propiedades distintas, según fueron descritas en el Capítulo 4. El resultado obtenido con otras 50 muestras aleatorias se muestra en la Figura 7.1b. Se aprecia que, al mejorar la precisión del sistema, la dispersión de los datos es mucho menor que en el caso anterior (Figura 7.1a), reduciendo la incertidumbre de la solución. El CEP obtenido con el sistema de aumentación es un círculo de radio 0,83 m. Aunque se representa en la figura alrededor de la posición verdadera de la aeronave, no puede apreciarse debido a la concentración de las soluciones estimadas.



(a) GNSS.



(b) GNSS con sistema de aumentación.

Figura 7.1: Estimaciones de posición mediante navegación por satélite.

Tabla 7.2: Radioayudas sintonizadas en el escenario de simulación.

Nombre	ID	Tipo	Frec. (MHz)	Lat (deg)	Lon (deg)	Alt (ft)
Palma de Mallorca	JOA	VOR-DME	117,50	39,564678	2,746628	26
Capdepera	CDP	VOR-DME	112,90	39,697683	3,434369	778
Pollensa	POS	VOR-DME	116,40	39,927447	3,114581	1168

Tabla 7.3: Lecturas obtenidas de las radioayudas en el escenario de simulación.

Radioayuda	Distancia ρ (NM)	Marcación θ (deg)
JOA	12,49	255,17
CDP	18,73	76,79
POS	17,30	12,27

7.1.2. Estimación de la posición mediante navegación basada en radioayudas terrestres

En cuanto a la navegación mediante radioayudas terrestres, desde la posición de la aeronave en el escenario simulado se han sintonizado tres radioayudas, cuyos parámetros -nombre, tipo, frecuencia de sintonización y posición en el terreno- se recogen en la Tabla 7.2. Es importante recordar que la cabina de la aeronave simulada en X-Plane solamente permite sintonizar dos radioayudas al mismo tiempo. De este modo, en una iteración del sistema de control solamente puede obtenerse una solución de tipo $\rho - \rho$ (mediante dos estaciones DME) o dos soluciones de tipo $\rho - \theta$ (mediante dos estaciones VOR-DME).

La Tabla 7.3 muestra las medidas obtenidas directamente del simulador para cada una de las radioayudas sintonizadas. La distancia ρ representa la distancia en línea de visión directa entre aeronave y radioayuda (*slant-range*). Esta distancia debe ser corregida para obtener la distancia sobre el suelo, compensando la diferencia de altitud entre los dos puntos considerados. Respecto a la lectura de marcación θ entre radioayuda y aeronave, debe tenerse en cuenta que ya incorpora la corrección de la deriva magnética. Es importante considerar que la aeronave se encuentra dentro del rango de alcance de todas las radioayudas consideradas. Además, también cumple la restricción más conservadora impuesta por [29], que limita a un máximo de 40 NM el

Tabla 7.4: Discrepancias entre lecturas esperadas y lecturas obtenidas.

Radioayuda	$\frac{\hat{\rho} - \rho}{\hat{\rho}}$	$\frac{\hat{\theta} - \theta}{\hat{\theta}}$
	$\hat{\rho}$	$\hat{\theta}$
JOA	8,70 %	0,31 %
CDP	2,02 %	-0,21 %
POS	7,60 %	-0,33 %

rango de las radioayudas válidas para aplicaciones PBN. Sin embargo, con la aeronave localizada en la posición descrita en la Tabla 7.1, el triángulo formado por la aeronave y las radioayudas JOA y CDP no cumple con la restricción impuesta también por [29] sobre los ángulos mínimos. Por ello, la combinación JOA+CDP para la solución DME-DME no es válida (además, como se verá más adelante, en ese caso el problema no es resoluble).

Por otra parte, un segundo análisis sobre estas medidas recibidas muestra un dato importante. Teniendo en cuenta que en el escenario de simulación tanto la posición real de la aeronave (Tabla 7.1) como la posición de cada radioayuda (Tabla 7.2) son conocidas, mediante la función `loxodrome` es posible calcular los valores esperados de las lecturas de cada radioayuda. Al realizar este cálculo se han encontrado unas discrepancias importantes entre los valores esperados y los recibidos en la práctica. Estas diferencias se recogen en valores porcentuales en la Tabla 7.4, donde la variable con símbolo $\hat{\cdot}$ representa el valor esperado, y sin símbolo, la lectura obtenida. Como se observa en la tabla, los errores en las medidas de distancia a las radioayudas son realmente considerables. Las diferencias observadas, superiores a los 2 km en las estaciones JOA y POS, suponen una precisión muy por debajo de la esperada en un equipo DME. Puesto que la componente de distancia debida a la diferencia de altitud entre aeronave y radioayuda ya ha sido corregida, la diferencia observada se debe a errores inherentes al simulador de vuelo X-Plane. Por ello, no es posible corregir las medidas, lo que afectará sin duda a la precisión lograda en la estimación de posición, tanto en los métodos $\rho - \rho$ como en los $\rho - \theta$. En cuanto a las medidas de marcación, los errores observados son del orden de un grado, lo que resulta adecuado ya que se trata de la precisión típica de las estaciones VOR.

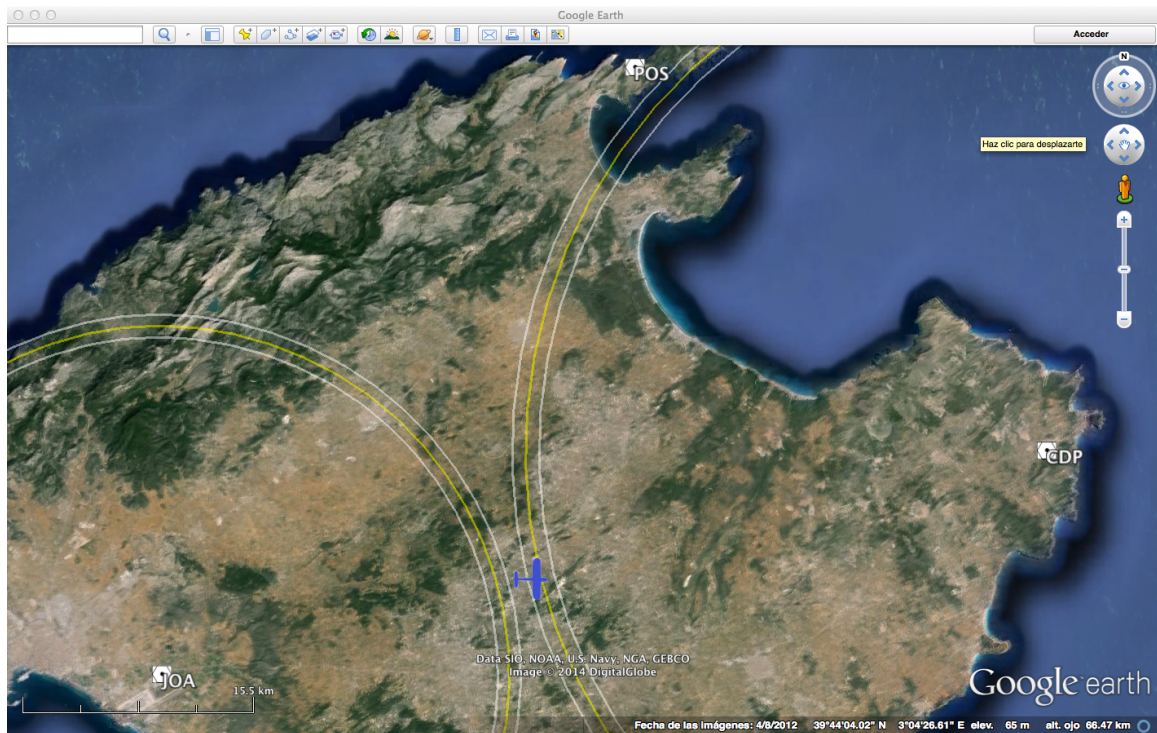
Una vez se tienen en cuenta estas consideraciones, a continuación se muestran las soluciones obtenidas al problema de estimación de posición mediante los métodos $\rho - \rho$ (DME-DME) y $\rho - \theta$ (VOR-DME).

7.1.2.1. Métodos $\rho - \rho$

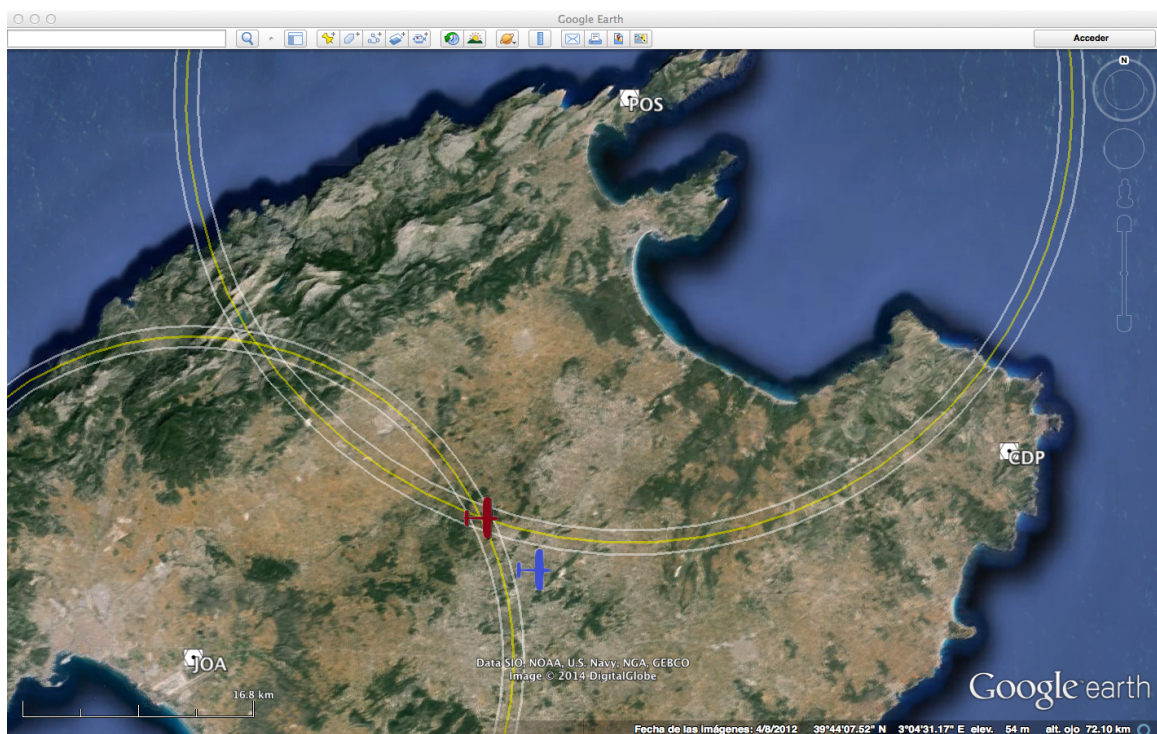
A partir de cada una de las medidas de distancia recogidas en la Tabla 7.3, se va a resolver el problema $\rho - \rho$ en el escenario simulado mediante los dos métodos propuestos en el Capítulo 4: por mínimos cuadrados y por trigonometría esférica. Como se ha mencionado, puesto que la cabina de la aeronave simulada solamente puede sintonizar dos radioayudas al mismo tiempo, el problema con las tres radioayudas se va a resolver mediante las siguientes combinaciones: JOA+CDP, JOA+POS y CDP+POS. Los resultados obtenidos en cada escenario se muestran, respectivamente, en las Figuras 7.2a, 7.2b y 7.2c. En dichas figuras, la silueta azul representa la posición real de la aeronave; la silueta roja, la solución obtenida por mínimos cuadrados; y la silueta negra, la solución obtenida por trigonometría esférica. En cuanto a los arcos representados, el amarillo representa la distancia DME medida por cada radioayuda; mientras que los blancos representan la tolerancia de esta medida, según las consideraciones de la Subsección 4.3.2.

Como se ha mencionado, la geometría formada entre la aeronave y las radioayudas JOA+CDP no es adecuada. Además, como muestra la Figura 7.2a, puesto que los arcos amarillos -que representan la distancia a cada estación DME- no intersectan, no es posible obtener la solución al problema por ninguno de los métodos planteados. Y en caso de que intersectaran, el área contenida por la intersección de los arcos blancos -que representan las tolerancias de la medida- sería demasiado grande, lo que significaría que la estimación obtenida no sería precisa.

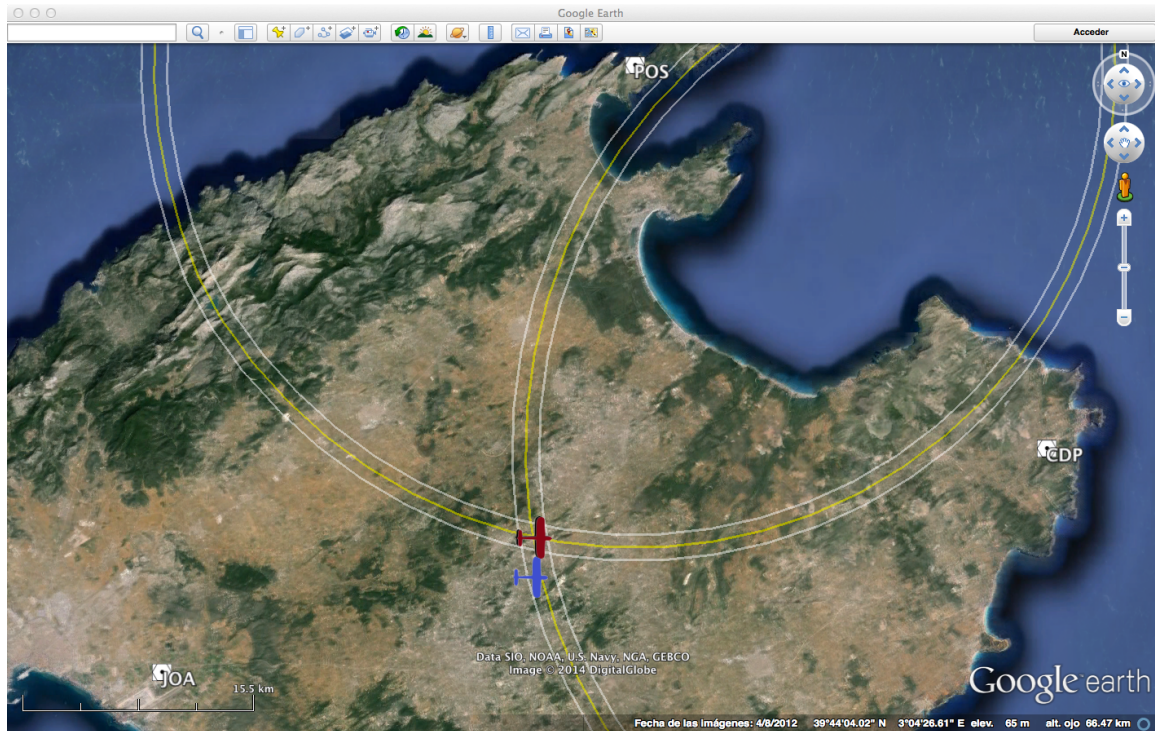
En el resto de casos, los resultados obtenidos en las Figuras 7.2b y 7.2c muestran que las soluciones por mínimos cuadrados y por trigonometría esférica prácticamente se superponen, por lo que la precisión lograda es muy similar. Sin embargo, al resolver el problema utilizando medidas con errores intrínsecos al simulador de vuelo, las diferencias entre la posición estimada y la real son considerables. La Tabla 7.5 recoge el error cometido en cada estimación; concretamente, representa la distancia entre la posición estimada en cada caso y la posición real de la aeronave. Así, los errores cometidos, aunque apreciables, estarían dentro de las tolerancias permitidas por especificaciones de navegación PBN diseñadas para la fase de vuelo en ruta, como RNP 10 o RNP 5. De este modo, el resultado obtenido permite afirmar que es posible utilizar la solución implementada para la navegación $\rho - \rho$ en aplicaciones PBN.



(a) Solución al problema $\rho - \rho$ sintonizando las radioayudas JOA y CDP.



(b) Solución al problema $\rho - \rho$ sintonizando las radioayudas JOA y POS.



(c) Solución al problema $\rho - \rho$ sintonizando las radioayudas CDP y POS.

Figura 7.2: Estimación de la posición mediante métodos $\rho - \rho$.

7.1.2.2. Métodos $\rho - \theta$

En este caso, la estimación de la posición de la aeronave se puede realizar utilizando las medidas de una única radioayuda, de la que se obtiene la lectura de distancia a la estación y la marcación relativa. Como ya se mencionó en el Capítulo 4, este problema de navegación se resuelve mediante la función `spherical_destPoint`. Los resultados obtenidos para cada una de las tres radioayudas consideradas, cuyas medidas se recogen en la Tabla 7.3, se muestran en las Figuras 7.3a, 7.3b y 7.3c. En

Tabla 7.5: Distancia entre la posición estimada por métodos $\rho - \rho$ y la posición real.

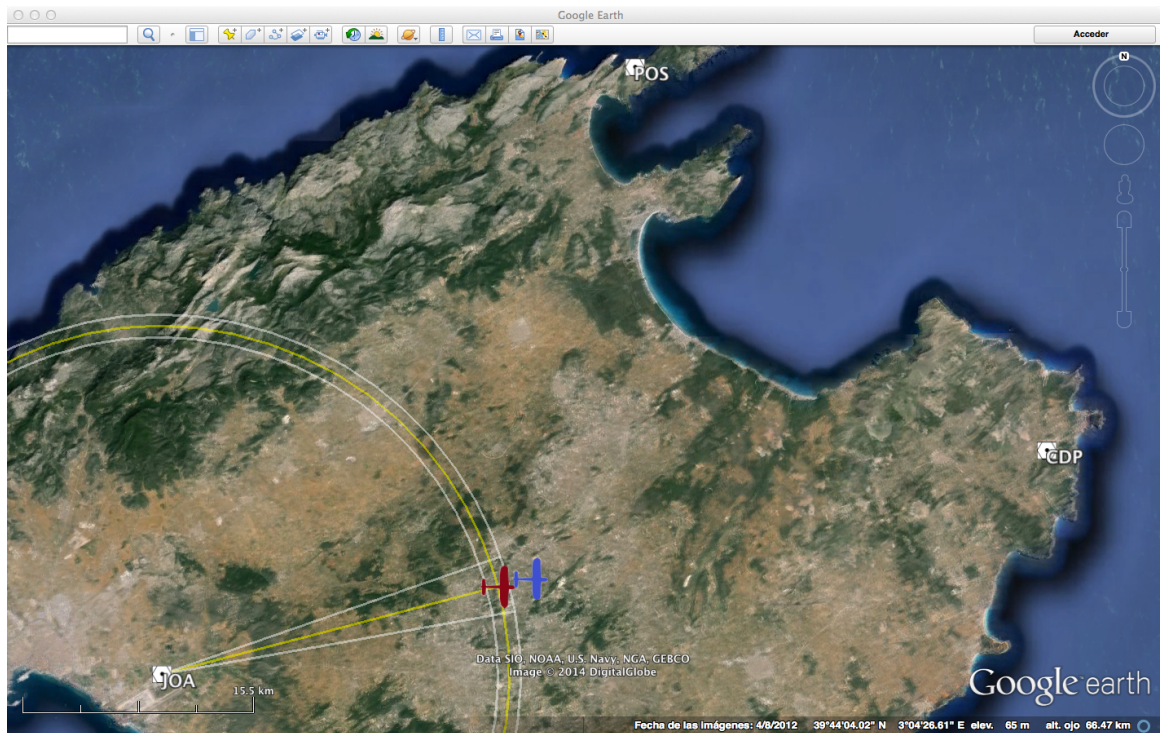
Radioayudas sintonizadas	Error mínimos cuadrados (NM)	Error trigonometría esférica (NM)
JOA-CDP	No resoluble	No resoluble
JOA-POS	2,86	2,83
CDP-POS	1,41	1,43

Tabla 7.6: Distancia entre la posición estimada por métodos $\rho - \theta$ y la posición real.

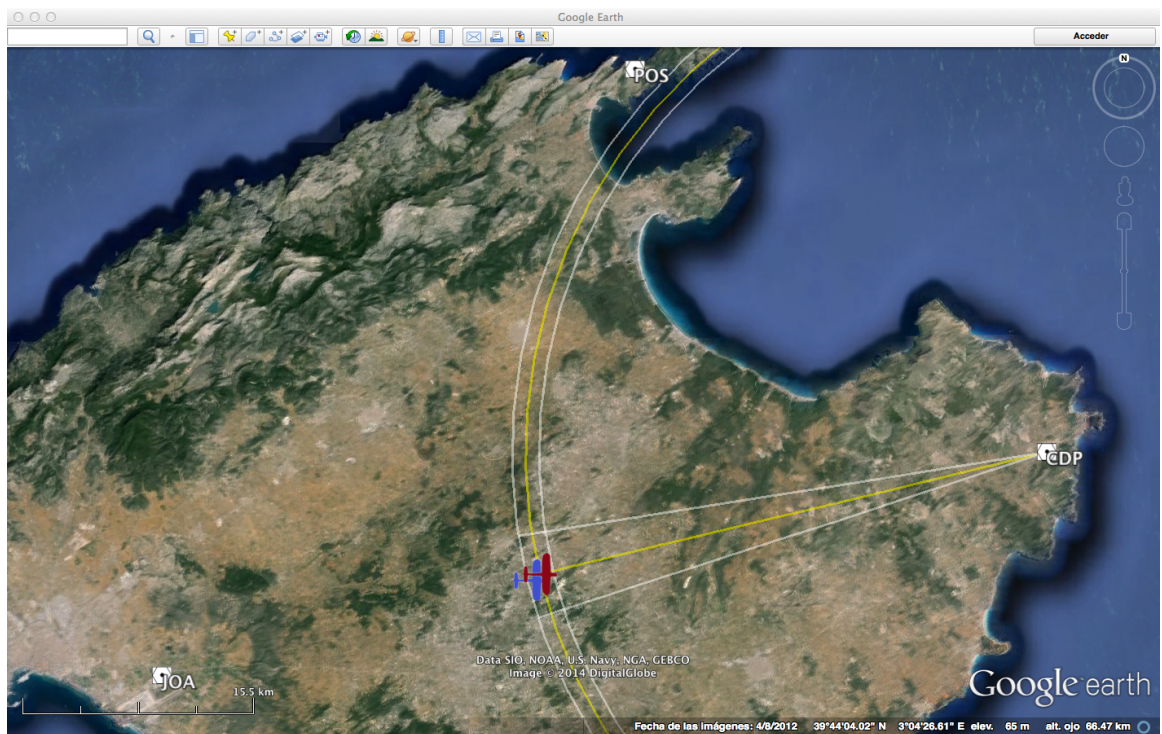
Radioayuda sintonizadas	Error estimación (NM)
JOA	1,19
CDP	0,41
POS	1,43

dichas figuras, la notación utilizada es la misma que la sección anterior: la silueta azul representa la posición real; la silueta roja, la posición estimada mediante el método $\rho - \theta$; la línea amarilla curva, la distancia medida desde la estación; la recta amarilla, la lectura de marcación obtenida; y las líneas blancas, la tolerancia de cada medida, según las consideraciones de la Subsección 4.3.1.

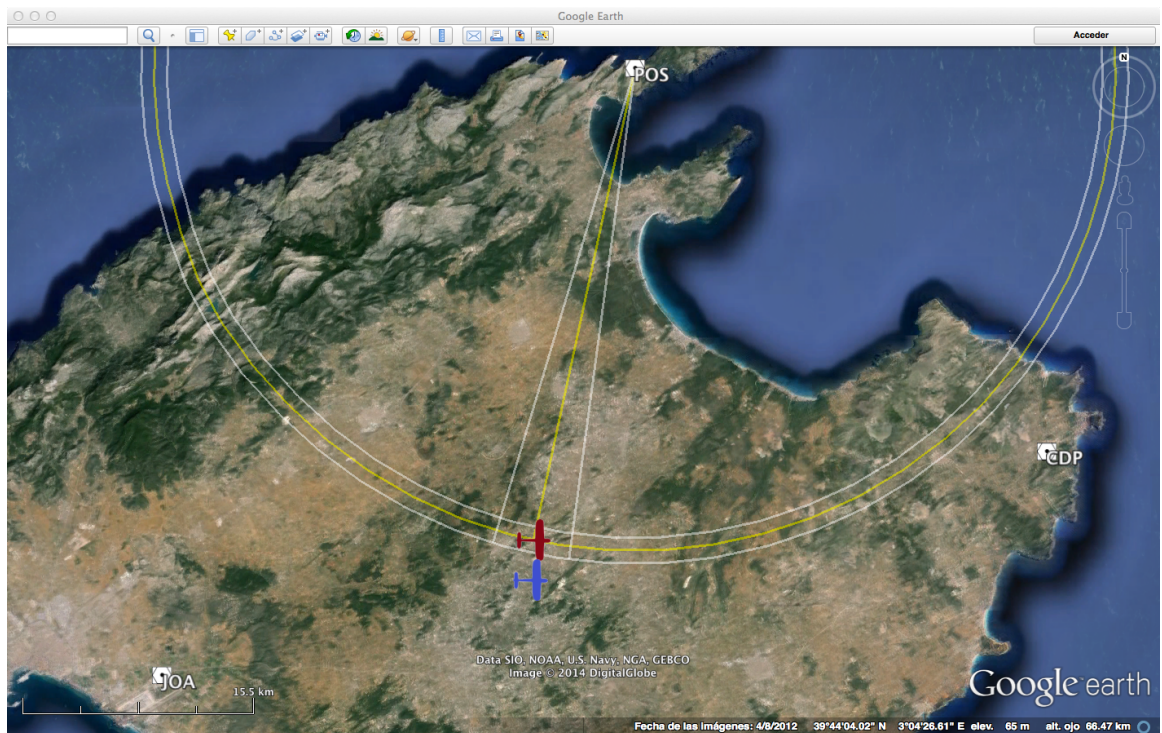
En estas figuras se observa que la solución obtenida matemáticamente coincide con la solución geométrica resultante de la intersección del arco DME de radio la distancia medida con la línea desde la estación terrestre en dirección el ángulo de marcación leído. La ventaja de este método es que solamente necesita una radioayuda de tipo VOR-DME para poder calcular la posición. Además, no existen situaciones en las que el problema no tenga solución. Sin embargo, al basarse en medidas angulares, el área de tolerancia de la solución empeora conforme aumenta la distancia a la radioayuda. Por otra parte, generalmente las estaciones VOR son menos precisas que las DME, por lo que la solución DME-DME suele ser mejor que la VOR-DME. En este caso, no obstante, dado que las medidas del sistema DME contienen los errores inherentes del simulador, cuyo origen no se ha podido determinar, las soluciones obtenidas mediante el método $\rho - \theta$ son más precisas que en el problema $\rho - \rho$. La Tabla 7.6 recoge el error cometido en cada estimación en términos de la distancia entre la posición real y la estimada. Así, con errores de esta magnitud, la implementación de este método de navegación para el autopiloto diseñado permitiría volar especificaciones de navegación PBN diseñadas para la fase de vuelo en ruta, como RNP 2, RNP 5 o RNP 10.



(a) Solución al problema $\rho - \theta$ sintonizando la radioayuda JOA.



(b) Solución al problema $\rho - \theta$ sintonizando la radioayuda CDP.



(c) Solución al problema $\rho - \theta$ sintonizando la radioayuda POS.

Figura 7.3: Estimación de la posición mediante métodos $\rho - \theta$.

7.2. Determinación de la posición en el plano vertical

Para estudiar los resultados en la estimación de la posición en el plano vertical, es decir, la altitud de vuelo mediante los distintos sensores modelados, se ha preparado un escenario formado por una secuencia de waypoints con una serie de escalones de altitud. Las especificaciones de esta misión, llamada MISION-1, se recogen en la Tabla 7.7. Los resultados obtenidos se muestran las siguientes secciones. La Subsección 7.2.1 presenta los resultados obtenidos usando el modelo del altímetro barométrico, mientras que la Subsección 7.2.2 presenta el mismo perfil de altitud obtenido mediante el modelo GNSS.

Tabla 7.7: Especificación de la MISION-1.

Terminación de trayectoria	Lat (deg)	Lon (deg)	Track (deg)	Fly-over requerido	Alt (ft)	Velocidad (mph)
IF	39,50	-0,50	-	N	2000	120
TF	39,50	-0,53	-	N	2200	120
TF	39,50	-0,56	-	N	1900	120
TF	39,50	-0,59	-	N	2100	120
TF	39,50	-0,62	-	N	2000	120

7.2.1. Estimación de la altitud mediante el altímetro barométrico

A continuación se muestra la estimación de la altitud de vuelo obtenida mediante el modelo de altímetro barométrico cuando el autopiloto se encarga de controlar la aeronave a lo largo de la MISION-1. La Figura 7.4 presenta el resultado obtenido en la simulación, comparando la evolución de la altitud de la aeronave leída del simulador (h_{read}), la salida del modelo de altímetro barométrico (h_{baro}) y la señal de altitud barométrica procesada mediante el filtro de Kalman diseñado en la Subsubsección 5.2.2.3 ($h_{baro-Kalman}$). También se muestran los distintos escalones de la altitud de referencia (h_{ref}), aunque en este caso no se pretende analizar las prestaciones del sistema de control.

La figura muestra que la altitud barométrica deducida de la presión de estática permite estimar correctamente la altitud de vuelo tanto en los tramos de altitud constante como en los segmentos de ascenso o descenso. También se observa que las características del ruido de medida introducido por el sensor hacen necesario procesar

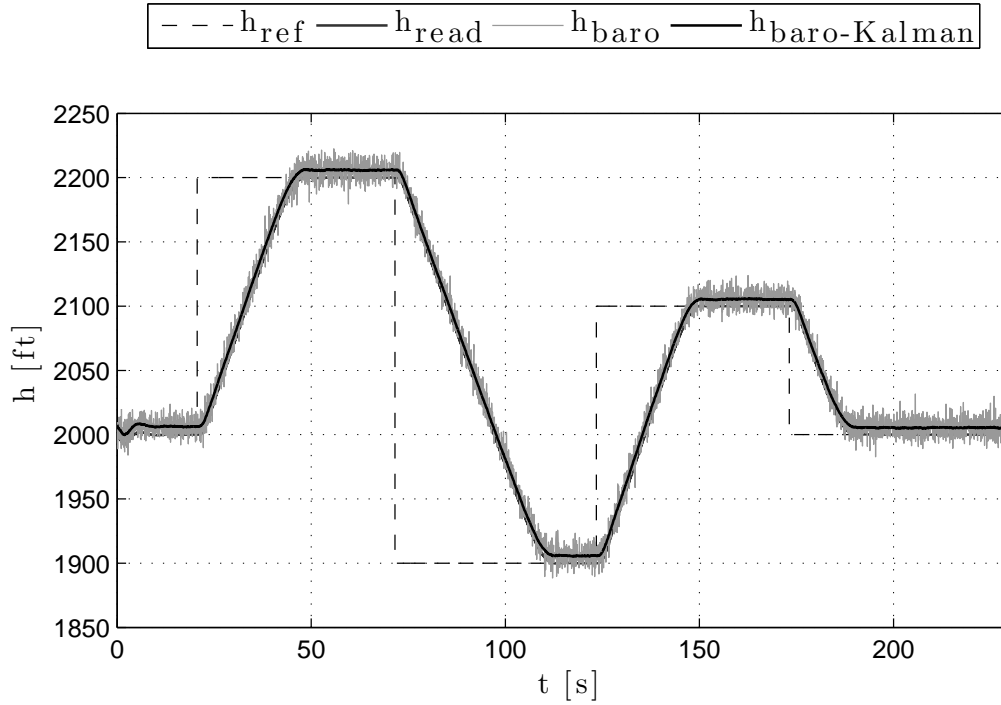


Figura 7.4: Respuesta del modelo de altímetro barométrico a lo largo de la MISION-1.

la señal para poder utilizarla en el sistema de control. El filtro de Kalman diseñado con este objetivo permite mejorar las propiedades de la señal, obteniendo una medida continua y sin retrasos, con un error respecto a la señal leída del simulador de unos 5 ft, lo que resulta suficientemente preciso para las operaciones de vuelo en ruta.

7.2.2. Estimación de la altitud mediante la navegación por satélite

A continuación se muestra la estimación de la altitud de vuelo proporcionada por el modelo de sensor GNSS a lo largo de la MISION-1. La Figura 7.5 presenta los resultados obtenidos con el autopiloto controlando la aeronave en X-Plane a lo largo del plan de vuelo definido. En este caso se representan las mismas señales que en la sección anterior: la lectura real de la altitud de vuelo obtenida del simulador (h_{read}), la señal de altitud proporcionada por el sensor GNSS (h_{GNSS}), la señal del sensor procesada mediante el filtro de Kalman descrito en la Subsubsección 5.2.2.2 ($h_{GNSS-Kalman}$), además de los escalones de la altitud de referencia (h_{ref}).

Los resultados obtenidos muestran las propiedades de la señal GNSS. El sensor trabaja con una frecuencia de muestreo de 1 seg, menor que la del sistema de control. Además, la precisión lograda en el plano vertical es peor que la del plano horizontal,

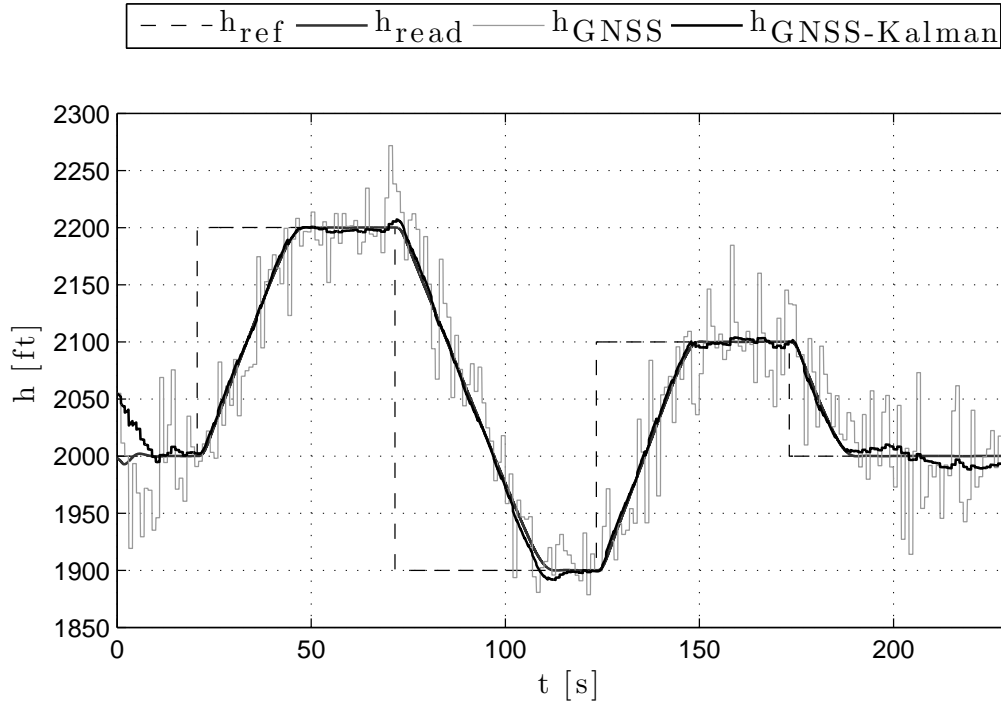


Figura 7.5: Respuesta del modelo GNSS para la altitud a lo largo de la MISION-1.

por lo que el ruido introducido tiene una amplitud mayor. Por ello, las prestaciones logradas en la estimación de altitud mediante el sistema de navegación por satélite son menores a las del altímetro barométrico. No obstante, procesando la señal mediante el filtro de Kalman descrito permite mejorar considerablemente las propiedades de la señal de salida. En primer lugar, permite obtener estimaciones a la frecuencia de muestreo del sistema de control, realizando predicciones en los instantes intermedios a partir de las lecturas de los sensores inerciales. Y en segundo lugar, aunque el filtro se considere sub-óptimo al estar basado en un modelo no lineal, la señal filtrada reduce considerablemente el ruido de medida, adecuándola al sistema de control.

7.3. Determinación del ángulo de la trayectoria vertical y del ángulo de deslizamiento

Además de las estimaciones de posición tanto en el plano horizontal como en el vertical mostradas hasta el momento, también se han estimado dos de las variables de estado necesarias para construir el sistema de control: el ángulo de la trayectoria vertical (*vertical flight path angle*, v_{path} o γ), así como el ángulo de deslizamiento (*side-slip angle*, β). Puesto que estas variables no son directamente medibles, su

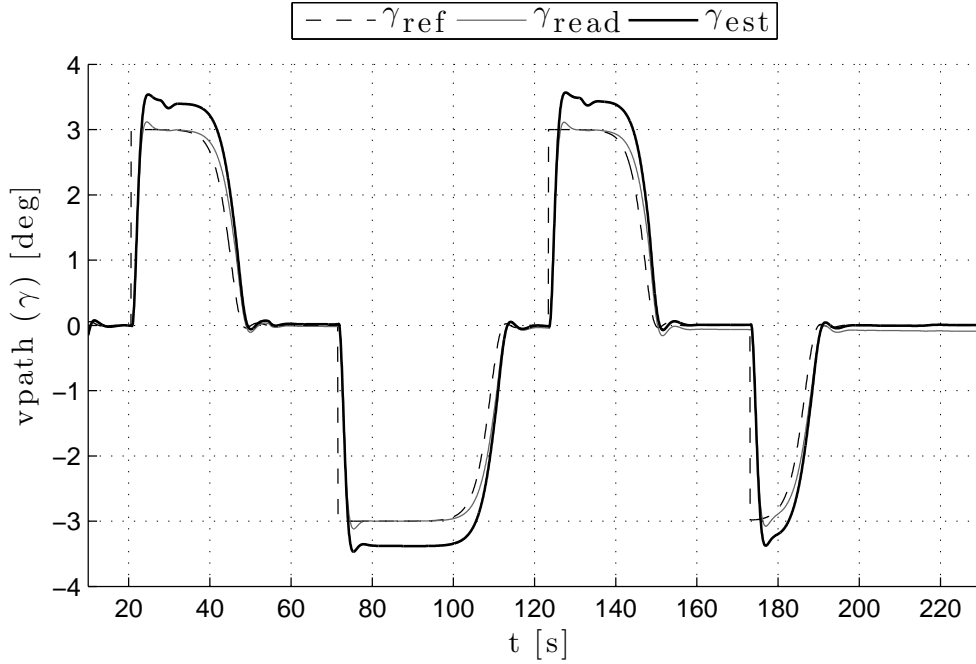


Figura 7.6: Respuesta del observador de estado para la estimación del ángulo de la trayectoria vertical durante la MISION-1.

estimación se basa en la construcción de los observadores de estado descritos en la Subsección 4.5.2.

Para analizar la respuesta de los modelos implementados se ha utilizado el mismo escenario de simulación que en la sección anterior, la MISION-1, cuyas especificaciones se recogen en la Tabla 7.7. Los resultados obtenidos en la estimación del v_{path} y del ángulo de deslizamiento se muestran en las Figuras 7.6 y 7.7, respectivamente, donde se compara la estimación calculada con la lectura obtenida del simulador.

El análisis de los resultados muestra que los observadores de estado diseñados permiten representar la evolución de las variables de forma adecuada, respondiendo con una dinámica muy similar a la señal leída directamente del simulador. No obstante, la amplitud de las dos señal estimadas es mayor que la del valor real obtenido del simulador. Esto se debe al ajuste de la ganancia del observador que, como se mencionó en la Subsección 4.5.2, debe equilibrar tanto las incertidumbres del modelo matemático como el ruido contenido en las medidas de las restantes variables de estado. Así, las prestaciones de la estimación dependen de la solución de compromiso obtenida. Por otra parte, también debe tenerse en cuenta que el modelo de observador de estado descrito se ha obtenido a partir del modelo linealizado de la aeronave, por lo que las variables de estado representan incrementos respecto a su posición de equilibrio.

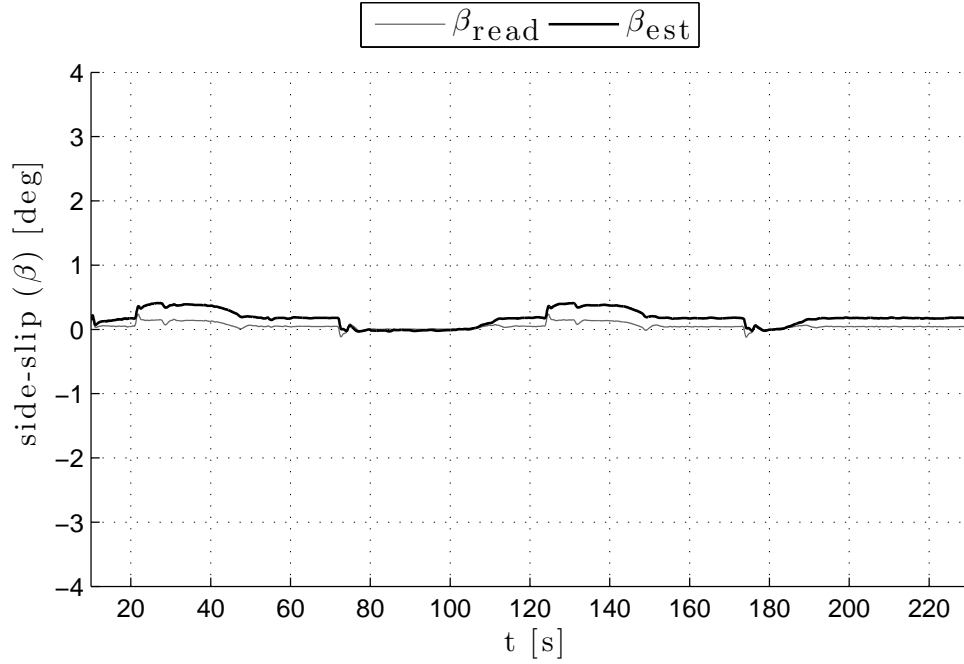


Figura 7.7: Respuesta del observador de estado para la estimación del ángulo de deslizamiento durante la MISION-1.

Por ello, las estimaciones mostradas incluyen la suma del valor de equilibrio de cada variable analizada.

7.4. Rendimiento del sistema de guiado y gestión de la misión

Los últimos resultados presentados pretenden demostrar el funcionamiento del sistema de guiado y gestión de la misión a lo largo de misiones definidas como secuencia de terminaciones de trayectoria o path terminators. Con este propósito se han diseñado dos circuitos con distintas características a fin de presentar distintas propiedades del funcionamiento del sistema. Los resultados proporcionados en ambos casos son la trayectoria seguida a lo largo de la misión, tanto en el plano lateral como en el vertical, y la evolución del Error Total del Sistema. Así, se pretende demostrar si el sistema diseñado permite satisfacer las especificaciones de navegación definidas en aplicaciones PBN, teniendo en cuenta la precisión del sistema de navegación diseñado, así como el rendimiento del sistema de guiado y control del autopiloto.

7.4.1. Simulación de rutas definidas mediante terminaciones de trayectoria

El primer circuito consiste en una llegada estándar (*Standard Arrival*, STAR) a la cabecera 12 del aeropuerto de Valencia, cuyo código OACI es LEVC. Este aeropuerto todavía no dispone de cartas de navegación adaptadas a la Navegación PBN. Sin embargo, se ha partido de las cartas instrumentales, recogidas en el Apéndice B y obtenidas de [1], para convertir el procedimiento de aproximación convencional NINOT2F a una trayectoria equivalente diseñada mediante terminaciones de trayectoria. La Tabla 7.8 recoge las especificaciones resultantes de la misión, llamada en adelante MISION-2. Como se observa, la ruta original definida mediante waypoints, arcos DME y radiales respecto a radioayudas se ha convertido a una secuencia de terminaciones de tipo IF, TF, RF, CF y CA, definidos mediante los parámetros recogidos en la tabla. En la Figura 7.8 se muestra la ruta obtenida en Google Earth, donde los tramos TF y RF están representados como una proyección desde la altitud de vuelo hasta el suelo; sin embargo, los tramos CF y CA se representan mediante un trazo amarillo con la dirección de su derrota, y a la altitud de vuelo correspondiente. Esto es debido a que, por definición, este tipo de tramos no especifican una trayectoria respecto al suelo sino que se definen a partir de alguna condición de vuelo, en este caso, un rumbo de paso por waypoint y una dirección de vuelo hasta alcanzar la altitud objetivo. Hay que hacer notar que el waypoint NINOT, con terminación de trayectoria IF, se ha desplazado respecto a su posición original y se ha situado en un punto intermedio entre la posición definida en la carta y el waypoint VL005. Esto es debido a que el segmento TF original, de 46 NM, era excesivamente largo y no proporcionaba ninguna información relevante a la simulación. Además, la llegada normalizada STAR NINOT2F termina técnicamente en el circuito de espera situado en OPERA. Sin embargo, con el objetivo de utilizar una terminación de trayectoria adicional (CA), se ha añadido un segmento correspondiente a la carta de aproximación a la cabecera 12 de LEVC, también incluida en el Apéndice B, con un tramo de descenso hasta una altitud de referencia.

La trayectoria resultante al simular la MISION-2 utilizando el autopiloto desarrollado se muestra en la Figura 7.9. En esta figura, la ruta seguida durante la simulación se representa mediante un trazo blanco grueso. Se observa que la aeronave es guiada correctamente a lo largo del plan de vuelo, cumpliendo las especificaciones de los segmentos definidos mediante terminaciones de trayectoria. Tanto en el primer segmento rectilíneo entre los waypoints NINOT y VL005, como en el segmento curvo

Tabla 7.8: Especificación de la MISION-2.

Waypoint ID	Terminación de trayectoria	Lat (deg)	Lon (deg)	Track (deg)	Fly-over requerido	Alt (ft)	Velocidad (mph)	Radio giro (NM)	Dirección de giro
NINOT	IF	39,1984	-0,1613	-	N	5000	120	-	-
VL005	TF	39,1858	-0,5047	-	N	5000	120	-	-
MABUX-aux	RF	39,5626	-0,8587	-	Y	5000	120	18,0	Horario
OPERA	CF	39,6228	-0,7789	-	Y	5000	120	-	-
IF LEVC12	CA	-	-	139	N	3600	120	-	-

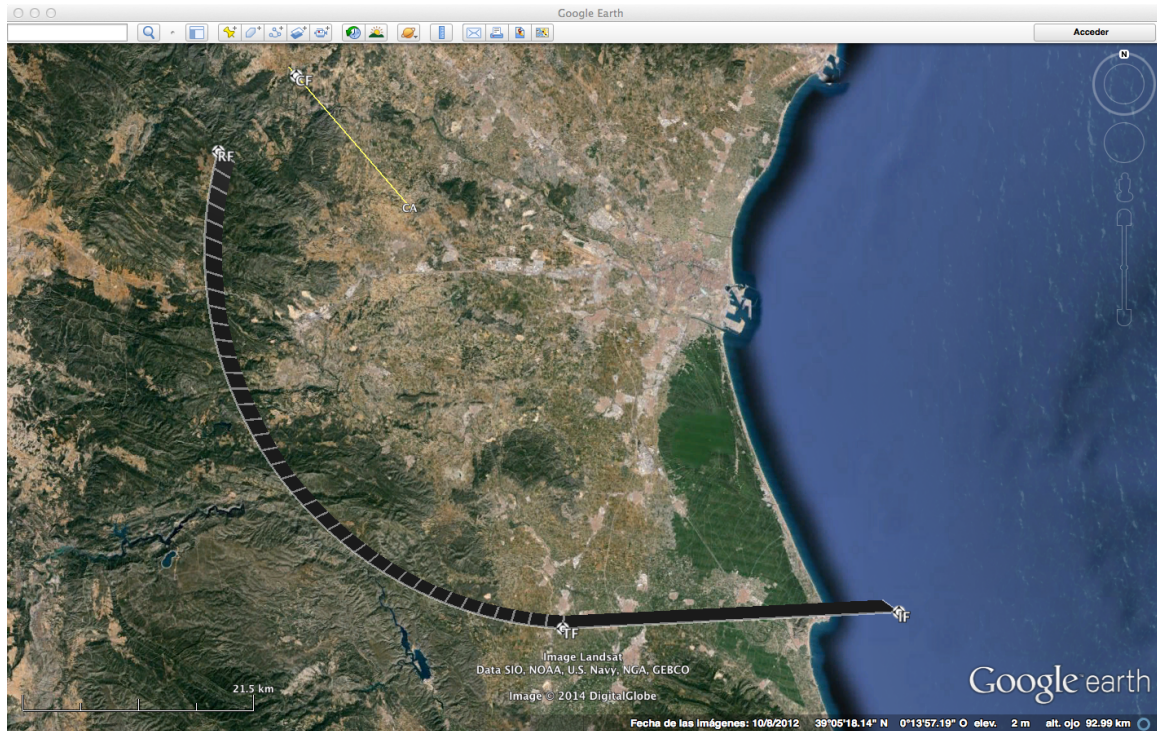
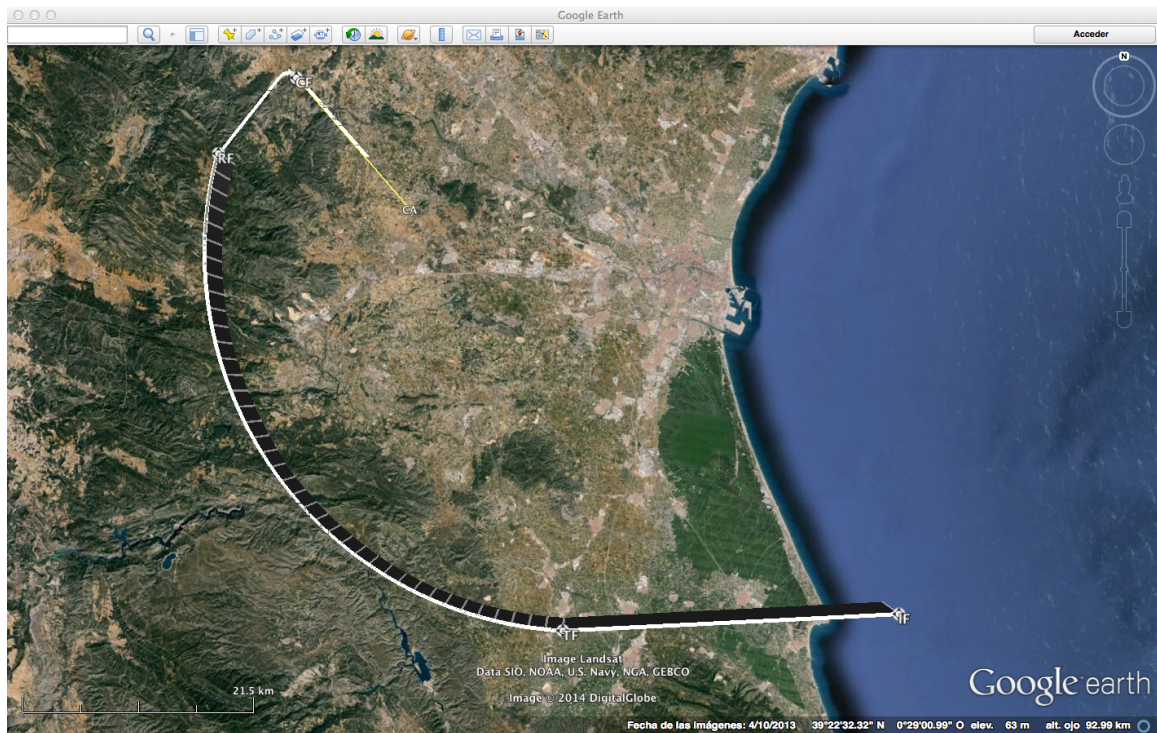


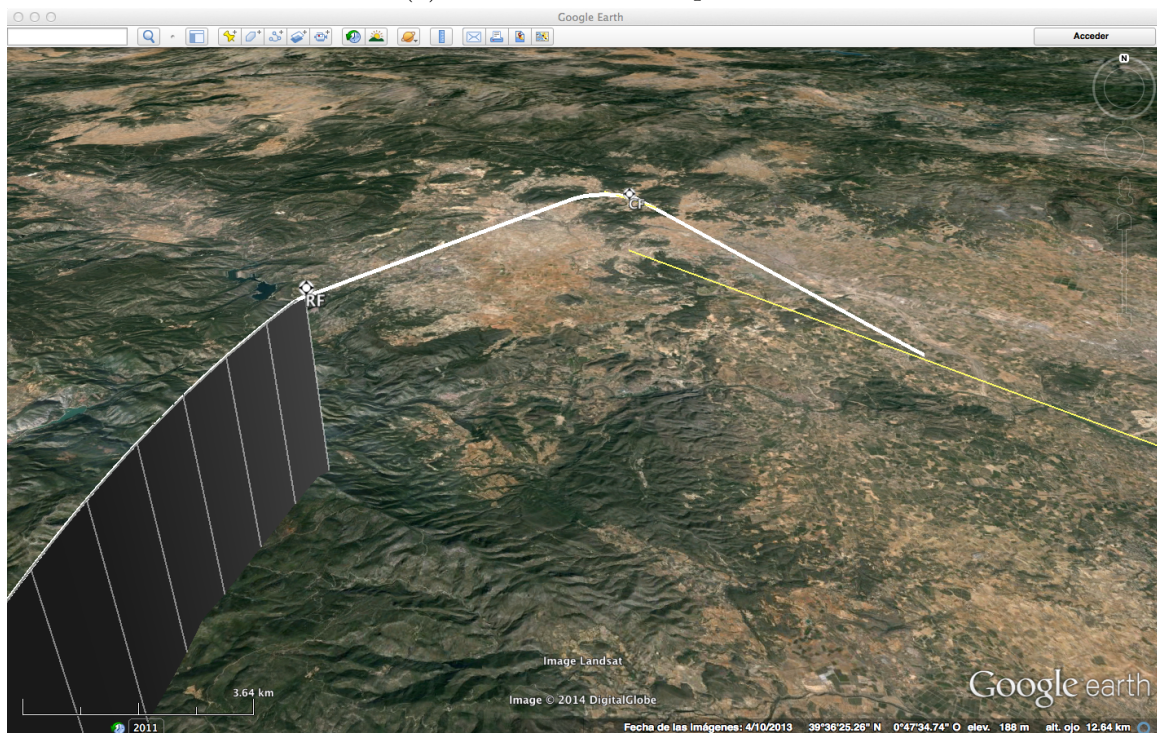
Figura 7.8: Representación de la MISION-2 en Google Earth.

entre VL005 y MABUX-aux, la aeronave consigue estar alineada sobre la ruta prevista. Además, debido al tipo de guiado por persecución utilizado, el comportamiento mostrado se lograría incluso en condiciones de viento cruzado, como ya se demostró en [22]. Una vez cumplida la condición RF en MABUX-aux, la aeronave comienza una trayectoria de tipo Dubins para alcanzar el waypoint OPERA con una derrota dada. La Figura 7.9b muestra en detalle esta parte de la operación. Por último, la aeronave comienza un segmento de descenso CA hasta la altitud objetivo, también mostrado en la Figura 7.9b.

El perfil vertical a lo largo de la ruta se muestra en la Figura 7.10, donde se representa la altitud de referencia, la altitud real de la aeronave tomada del simulador, y la salida del modelo de altímetro barométrico funcionando con el filtro de Kalman. Hasta alcanzar el último segmento, la aeronave mantiene la altitud de referencia, establecida en 5000 ft según las cartas de navegación del Apéndice B. Una vez en OPERA, termina la fase de vuelo de llegada normalizada y comienza la aproximación a la cabecera 12 del aeropuerto de Valencia. En este punto, comienza a utilizarse la segunda carta recogida en el Apéndice B, donde el primer segmento de la aproximación es un descenso hasta los 3600 ft, donde comienza la aproximación final a lo largo de la senda de planeo. Tanto en la Figura 7.9b como en la Figura 7.10 se muestra este



(a) Perfil de vuelo completo.



(b) Detalle de la ejecución de maniobras CF y CA.

Figura 7.9: Trayectoria de vuelo seguida durante la simulación de la MISION-2.

tramo de descenso, en el que la aeronave desciende con un ángulo de la trayectoria vertical $\gamma = -3^\circ$. Una vez alcanzada esta altitud objetivo, termina la simulación de la MISION-2. Cabe mencionar que el diseño del control para la aproximación final y el aterrizaje ya fueron tratados en [53] y [22], donde se muestran los resultados del aterrizaje en la cabecera opuesta del mismo aeropuerto. Respecto al funcionamiento de los sensores, se observa que el altímetro es capaz de estimar correctamente la altitud de vuelo durante la misión, cometiendo un offset máximo de 10 ft tras 1800 segundos de funcionamiento.

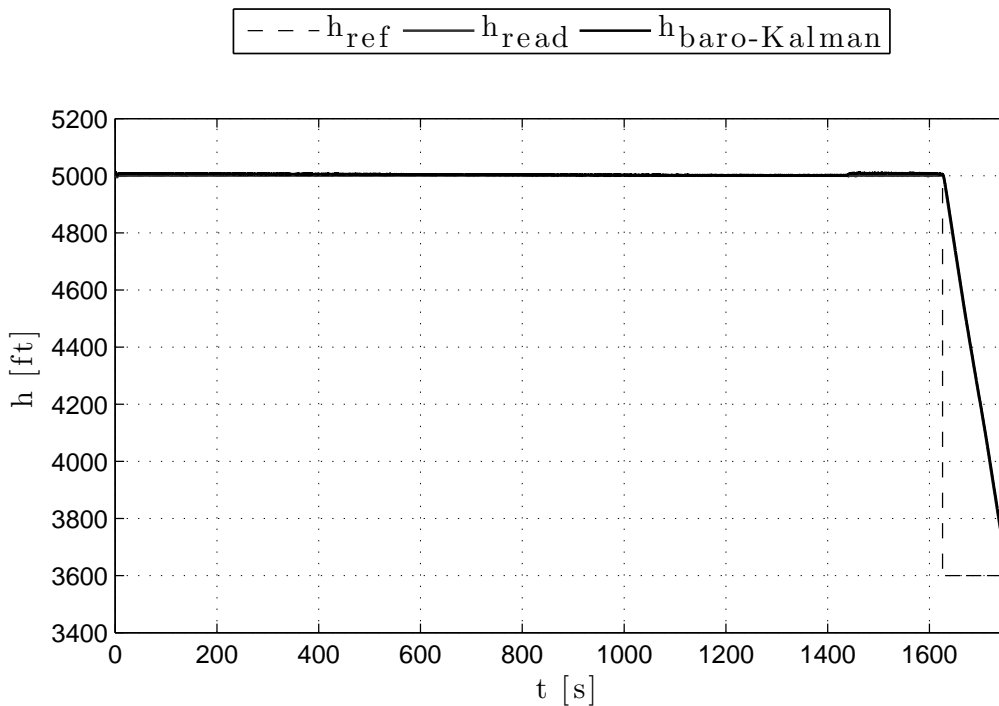


Figura 7.10: Evolución de la altitud de vuelo en el perfil vertical de la MISION-2.

Por último, falta por determinar el Error Total del Sistema (TSE), que determina las prestaciones de navegación logradas en el plano lateral. Por una parte, la Figura 7.11 muestra la evolución del error en la definición de la ruta y del error técnico de vuelo a lo largo de la MISION-2, ambos determinados por el rendimiento del sistema de control. En la figura se observa que el autopiloto es capaz de guiar la aeronave sobre la ruta prevista con un FTE menor a 0,002 NM. La única contribución al PDE se da cuando la aeronave alcanza el waypoint VL005, donde realiza una maniobra de transición fly-over hasta alcanzar el tramo curvo RF. Durante dicha maniobra, el PDE alcanza un pico de 0,009 NM, aunque lo corrige rápidamente. Por último, cabe

recordar que en los segmentos CF y CA no hay una ruta definida respecto al suelo, por lo que no se computan las componentes de errores PDE y FTE.

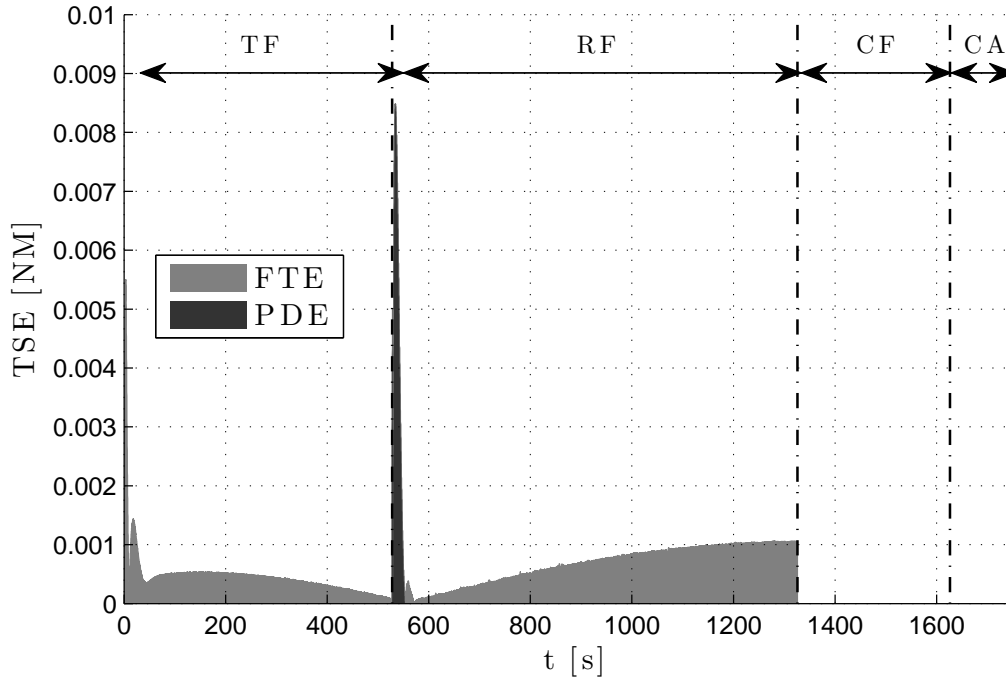


Figura 7.11: Evolución del FTE y PDE durante la simulación de la MISION-2.

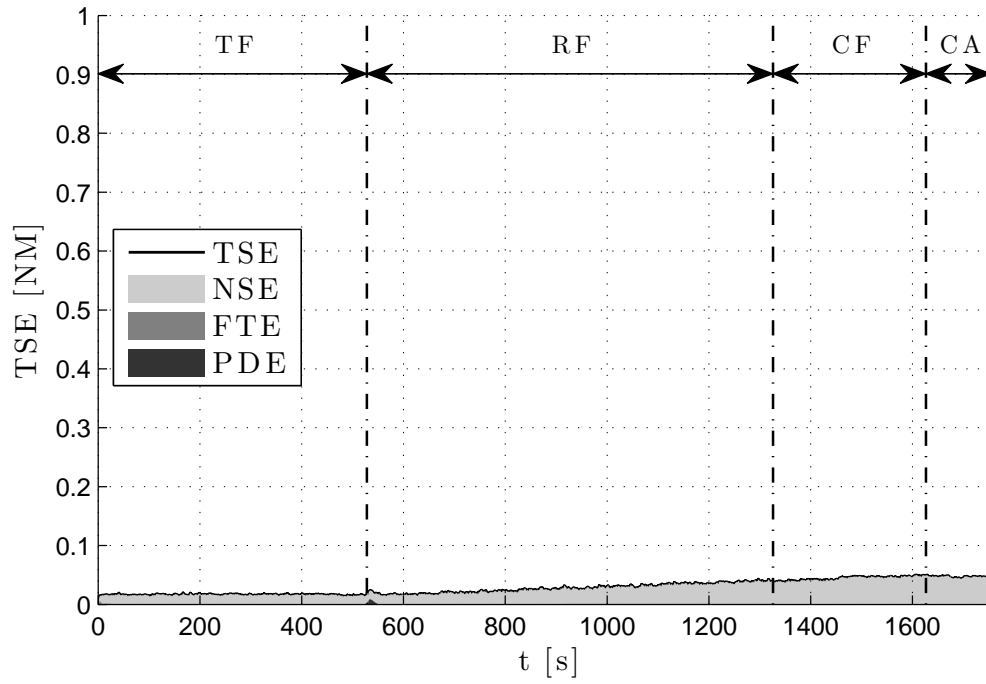
Además del FTE y del PDE, la tercera componente del TSE es el error debido al sistema de navegación (NSE), que depende del sensor utilizado para estimar la posición. En este caso, además de la navegación por satélite, en la región del escenario de simulación hay dos radioayudas terrestres disponibles, ambas de tipo VOR-DME, cuya posición se recoge en la Tabla 7.9. Así, las fuentes para la estimación de posición durante el vuelo son los sensores GNSS, y la navegación mediante radioayudas terrestres, pudiendo realizar navegación DME-DME a partir de la distancia medida a las estaciones VLC y CLS; y VOR-DME a partir de la distancia y marcación leída a las estaciones VLC y CLS de forma independiente.

Así, la Figura 7.12 muestra la estimación del TSE a lo largo de la MISION-2 como suma de sus tres componentes: el FTE y el PDE de la Figura 7.11, junto con el NSE, que depende del tipo de navegación realizada. En concreto, la Figura 7.12a muestra el TSE con navegación por satélite; la Figura 7.12b muestra el TSE con navegación DME-DME; la Figura 7.12c muestra el TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda VLC; y la Figura 7.12d muestra el TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda CLS. En estas figuras se aprecia un dato

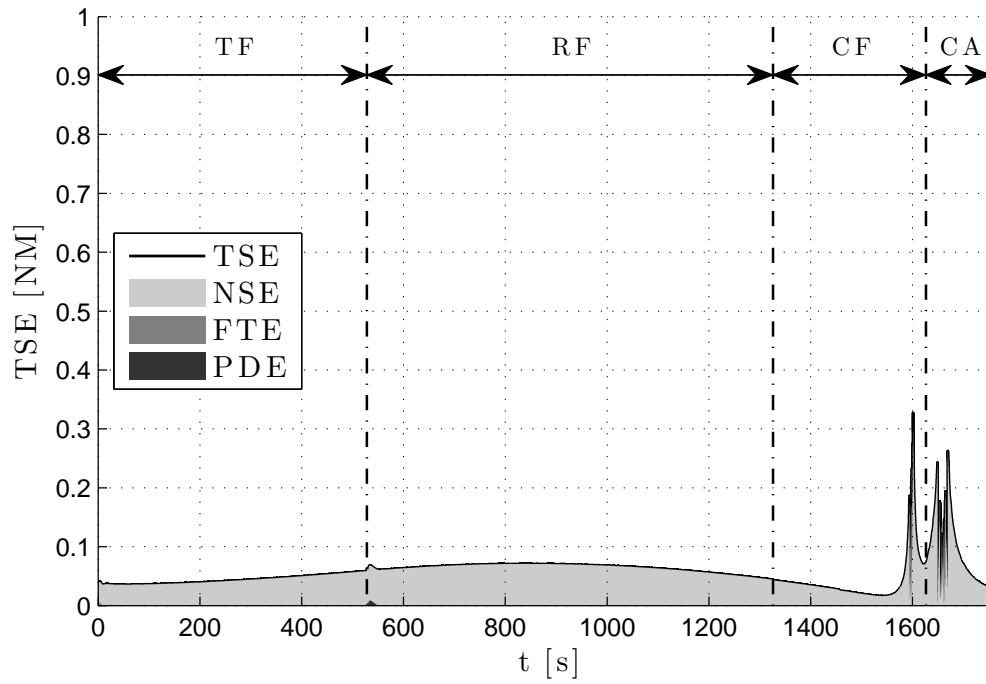
Tabla 7.9: Radioayudas sintonizadas en la MISION-2.

Nombre	ID	Tipo	Frec. (MHz)	Lat (deg)	Lon (deg)	Alt (ft)
Valencia	VLC	VOR-DME	116,10	39,485647	−0,483044	200
Calles	CLS	VOR-DME	117,55	39,707169	−0,986317	1839

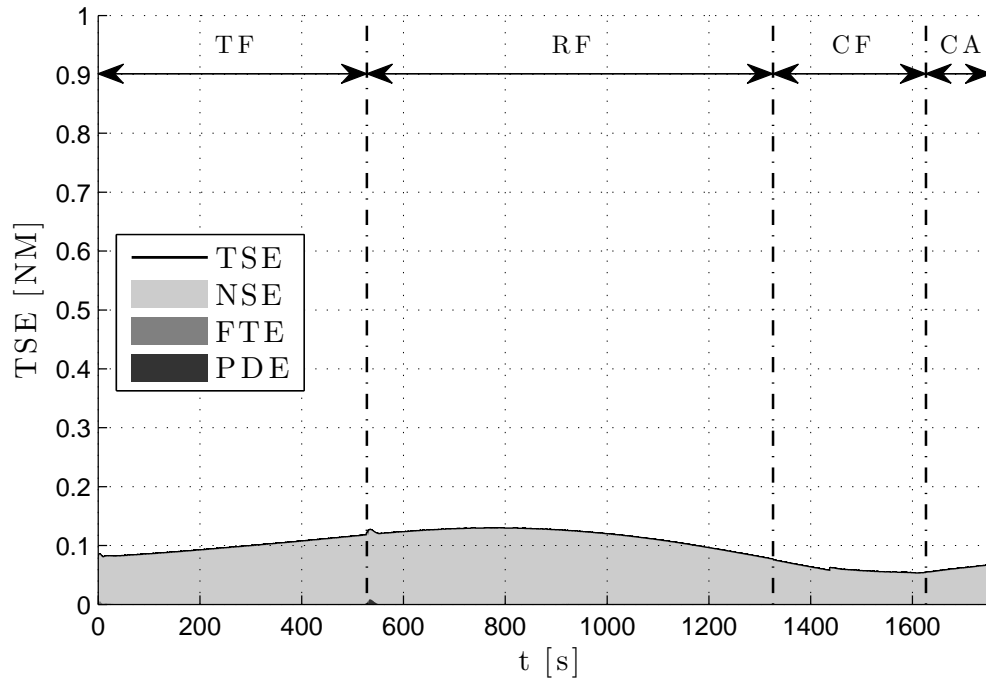
muy relevante: en todos los casos, la principal contribución al TSE con el autopiloto diseñado es la componente debida a la estimación de posición, independientemente del tipo de navegación utilizada. Como era de prever, el menor TSE se obtiene cuando se utiliza el GNSS, logrando una precisión en el plano lateral menor a 0,07 NM durante toda la ruta. Con la navegación DME-DME la precisión obtenida también es buena; depende de la distancia a cada una de las radioayudas, pero en general se mantiene por debajo de 0,1 NM. Sin embargo, se observa que cuando la aeronave está alcanzando el waypoint MABUX-aux, el NSE comienza a oscilar y aparecen unos errores de hasta 0,33 NM. Esto es debido a que la geometría del problema $\rho - \rho$ no es buena en esa región. Como se muestra en la Figura 7.13, donde se representa la posición de las dos radioayudas, en esa zona la aeronave se encuentra en un punto intermedio entre VLC y CLS, dando lugar a una solución con una mayor área de incertidumbre. Por último, cuando se utiliza navegación VOR-DME, el TSE resultante durante la simulación es mayor que en los métodos anteriores. Esto se observa especialmente cuando se utiliza de forma aislada la radioayuda CLS que, al estar más lejos de la zona de vuelo, introduce una mayor incertidumbre en la solución. En este caso, el NSE oscila entorno a las 0,7 NM, mientras que el error cometido en la navegación se reduce hasta cerca de 0,15 NM cuando se sintoniza la radioayuda VLC.



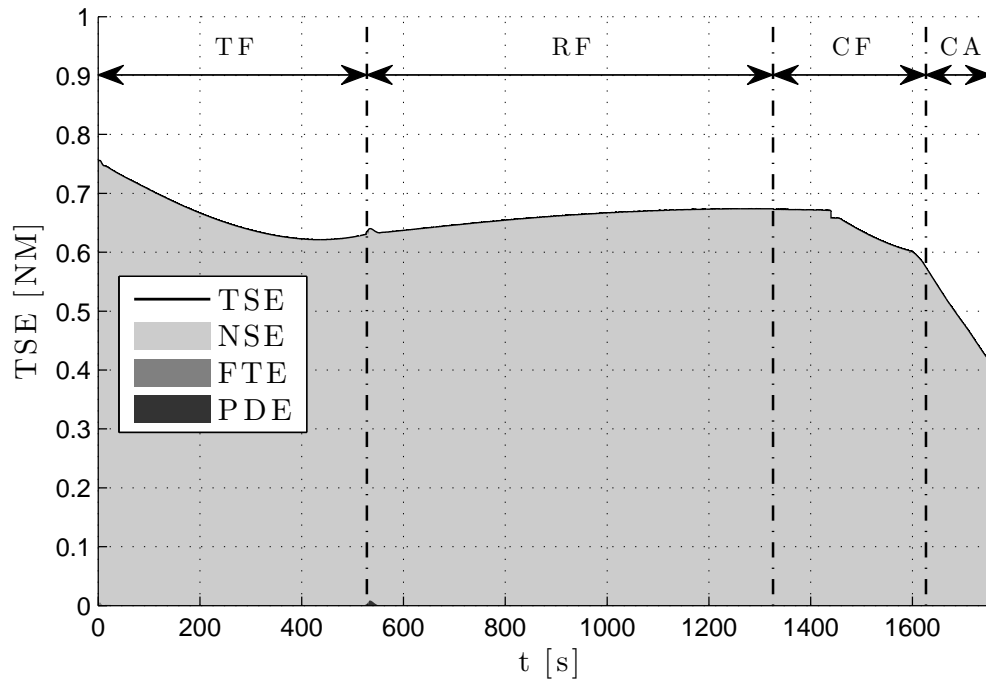
(a) TSE con navegación por satélite.



(b) TSE con navegación DME-DME sintonizando las radioayudas VLC y CLS.



(c) TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda VLC.



(d) TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda CLS.

Figura 7.12: Evolución del TSE durante la simulación de la MISION-2.

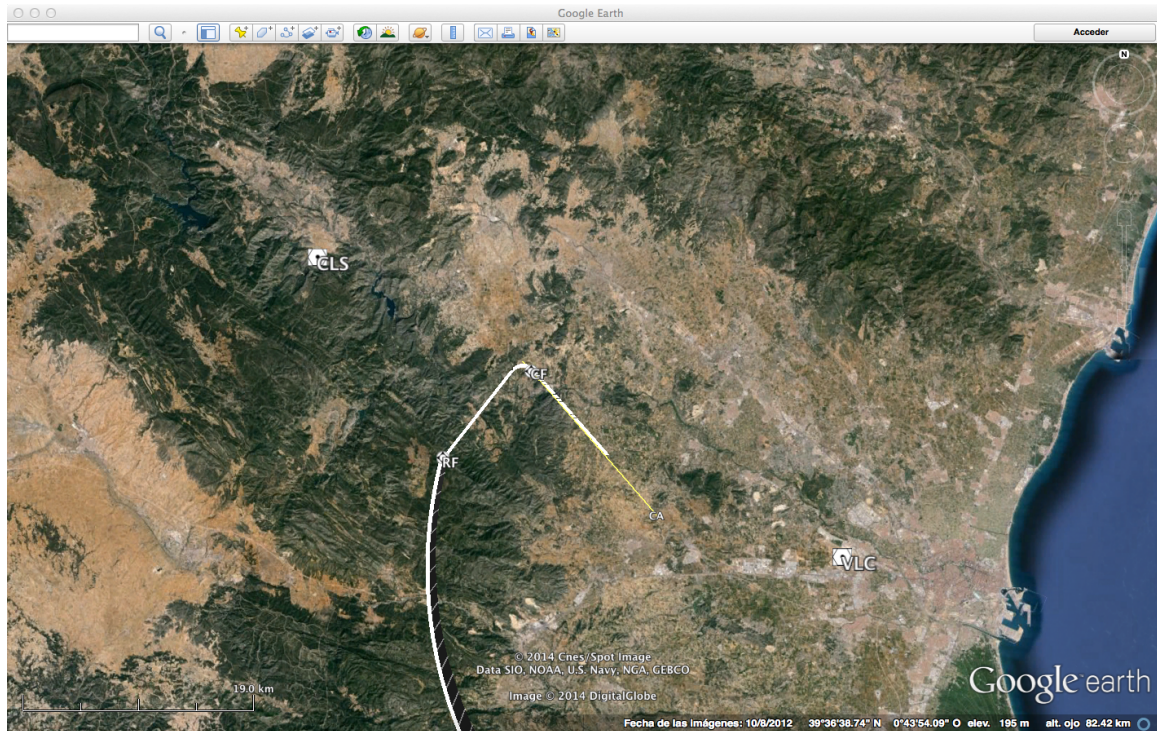


Figura 7.13: Detalle del área de incertidumbre en la solución $\rho - \rho$ durante la simulación de la MISION-2.

7.4.2. Simulación de funciones específicas requeridas por aplicaciones PBN

El segundo circuito consiste en una secuencia de terminaciones de trayectoria diseñadas con el objetivo de poder ejecutar el conjunto de funciones específicas requeridas por las aplicaciones PBN. Como se mencionó en el Capítulo 3, estas funciones incluyen la capacidad de realizar transiciones de tipo fly-by o fly-over; volar tramos curvos garantizando la repetibilidad de la maniobra; y la posibilidad de volar rutas con un offset paralelo. Además, existe una funcionalidad adicional, la de ejecutar circuitos de espera en las proximidades de un aeropuerto, cuya implementación queda para trabajos futuros.

La Tabla 7.10 recoge las especificaciones de la misión diseñada, llamada en adelante MISION-3. Como se observa, la ruta incluye una secuencia de terminaciones de tipo IF, TF, RF y CF, definidos mediante los parámetros recogidos en la tabla. En la Figura 7.14 se muestra la ruta obtenida en Google Earth, donde los tramos TF y RF están representados como una proyección desde la altitud de vuelo hasta el suelo; y de nuevo, el tramo CF se representa mediante un trazo amarillo con la dirección de la derrota requerida. Por otra parte, puesto que todas las funciones que se pretende

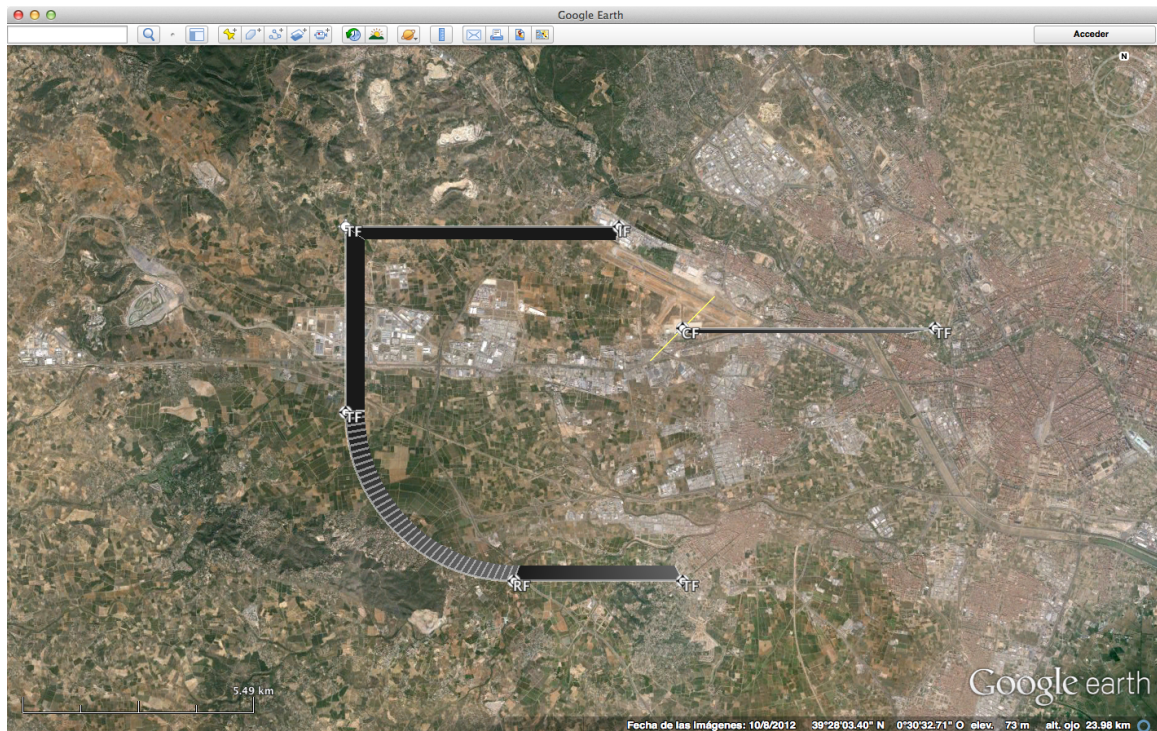


Figura 7.14: Representación de la MISION-3 en Google Earth.

ejecutar aportan prestaciones al perfil horizontal de la ruta, el perfil vertical no resulta relevante. Por ello, todos los puntos de referencia se han situado a la misma altitud de vuelo, y en este caso se omiten los resultados del perfil de altitud seguido.

Transiciones fly-by/fly-over y tramos curvos

En primer lugar, la Figura 7.15 presenta la trayectoria resultante al simular la MISION-3 utilizando el sistema de gestión del vuelo aquí presentado. En esta figura, la ruta seguida durante la simulación se representa mediante un trazo blanco grueso. Se observa que, de nuevo, el autopiloto consigue guiar a la aeronave correctamente a lo largo de la ruta. Se observa, además, cómo el autopiloto ejecuta una serie de funciones requeridas para volar aplicaciones PBN. En primer lugar, antes de alcanzar la primera terminación de tipo TF se cumple la condición para anticipar el giro hacia el siguiente segmento, realizando una maniobra de transición fly-by que permite interceptar el segundo tramo TF sin sobrepasar la ruta prevista. Hay que recordar que la distancia de anticipación del giro a la que el FMS considera que ha alcanzado el punto de referencia se calcula *online* en función de la velocidad de la aeronave, el ángulo máximo de alabeo y el cambio en el ángulo de ruta previsto. Por otra parte, en la Figura 7.16, que representa los errores en el plano lateral a lo largo de la ruta

Tabla 7.10: Especificación de la MISION-3.

Terminación de trayectoria	Lat (deg)	Lon (deg)	Track (deg)	Fly-over requerido	Alt (ft)	Velocidad (mph)	Radio giro (NM)	Dirección de giro
IF	39, 5000	-0, 5000	270	N	2000	120		
TF	39, 5000	-0, 5700	-	N	2000	120		
TF	39, 4633	-0, 5700	-	N	2000	120		
RF	39, 4300	-0, 5269	-	Y	2000	120	2,0	Antihorario
TF	39, 4300	-0, 4837	-	N	2000	120		
CF	39, 4799	-0, 4837	45	Y	2000	120		
TF	39, 4799	-0, 4190	-	N	2000	120		

sin tener en cuenta la contribución del error del sistema de navegación, se observa que al terminar el primer tramo TF aparece un pico atribuido al PDE. En efecto, tanto las transiciones fly-by como las fly-over suponen que la ruta no está definida hasta terminar la maniobra, que ya el rendimiento del sistema depende de las condiciones de vuelo y del tipo de aeronave. Así, el pico mostrado tiene la amplitud de la distancia de anticipación al giro, y poco a poco disminuye hasta que la aeronave alcanza el siguiente segmento de vuelo.

La siguiente función específica recogida en la Figura 7.15 para aplicaciones PBN es la capacidad de volar tramos curvos, definidos como segmentos RF. Esta propiedad ya se utilizaba en la MISION-2, y aquí se repite solamente para recoger el conjunto de funciones requeridas. De nuevo la Figura 7.16 muestra que el sistema de control diseñado permite volar el tramo curvo sin apenas cometer errores técnicos de vuelo (FTE). Como se ha mencionado previamente, y se recoge también en [22], el método de guiado por persecución utilizado permite operar este tipo de tramos curvos sin apenas error lateral, incluso en condiciones de viento cruzado.

La última función específica mostrada en esta simulación es la transición de tipo fly-over. Cuando la aeronave realiza la trayectoria de tipo Dubins para cumplir la condición de alcanzar la terminación CF con una derrota de 45° , comienza el último tramo TF sin estar orientado con la derrota adecuada. Por ello, debe realizar una corrección del rumbo de vuelo que le lleva a sobrepasar la ruta prevista, tal y como se muestra en la Figura 7.15. De nuevo, en este caso el error lateral cometido se atribuye a la componente PDE, como se observa en la Figura 7.16.

Por último, la Figura 7.17 recoge la evolución del TSE a lo largo de esta simulación. En concreto, la Figura 7.17a muestra el TSE con navegación por satélite; la Figura 7.17b muestra el TSE con navegación DME-DME; la Figura 7.17c muestra el TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda VLC; y la Figura 7.17d muestra el TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda CLS. Las conclusiones obtenidas al analizar estas figuras son las mismas que al analizar la simulación de la MISION-2. Salvo en los momentos en los que se realizan las transiciones fly-by y fly-over, donde la ruta no está completamente definida, la mayor contribución al TSE se debe al NSE. En este caso, al igual que en la misión anterior, la fuente de navegación más precisa es el sistema GNSS, seguido de la navegación DME-DME y de la VOR-DME. También como en el caso anterior, la precisión lograda resolviendo el método $\rho - \rho$ es muy elevada; sin embargo, cuando la geometría del problema no es buena, vuelven a aparecer picos de error. Como se observa en la Figura 7.17b, cuando

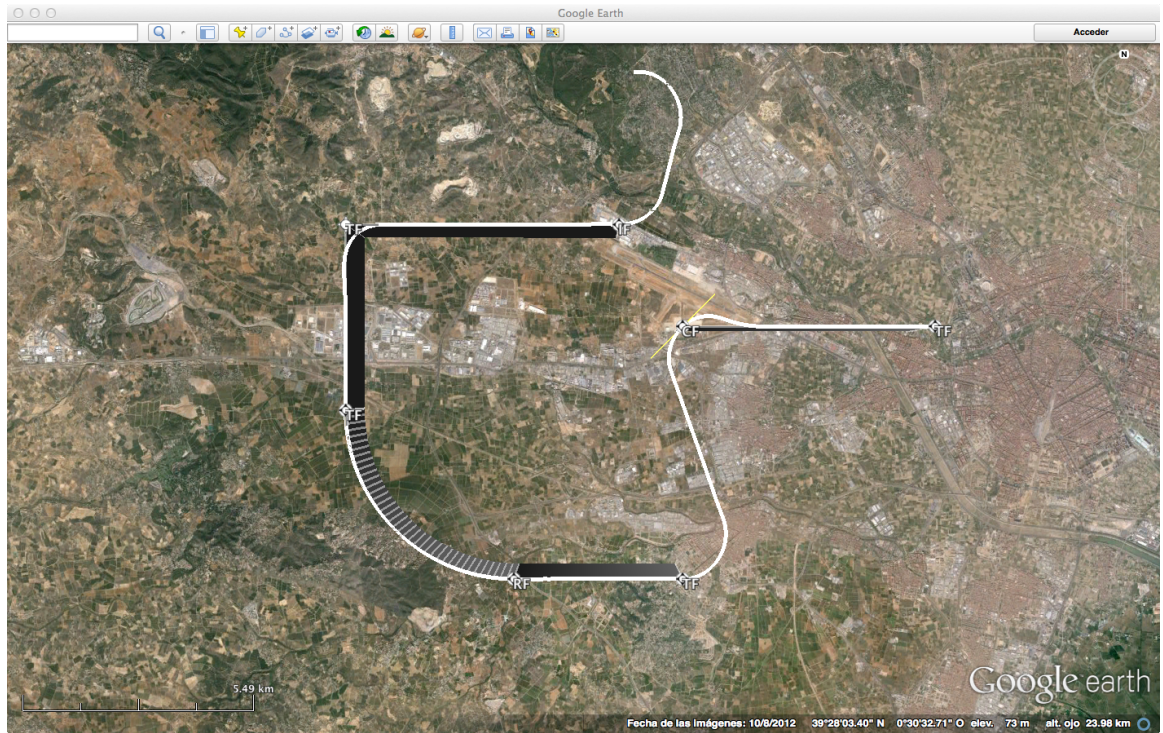


Figura 7.15: Trayectoria de vuelo seguida durante la simulación de la MISION-3.

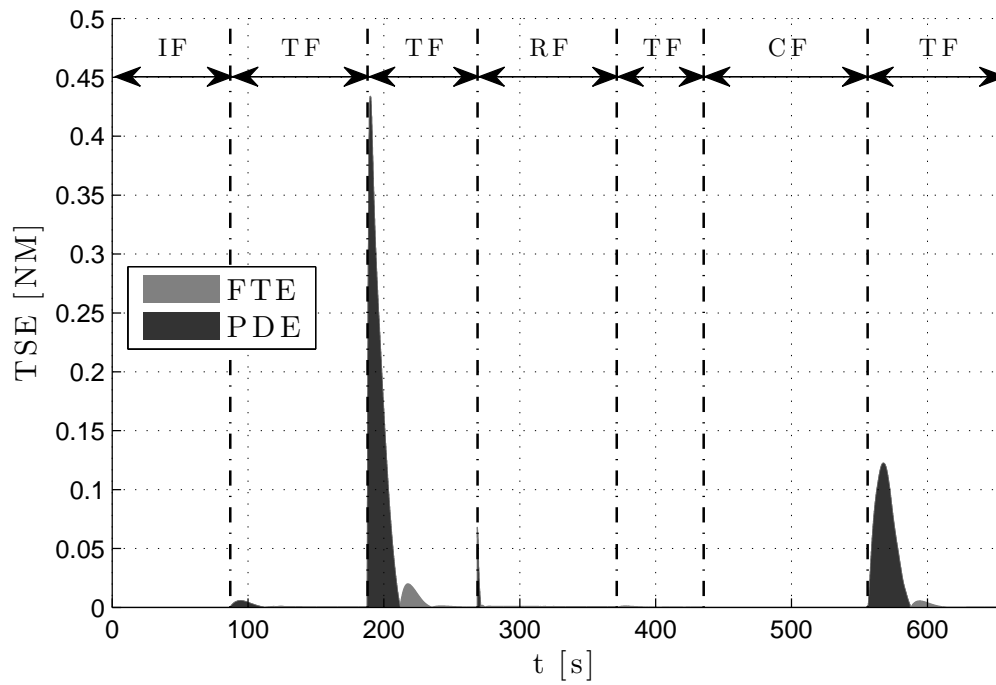
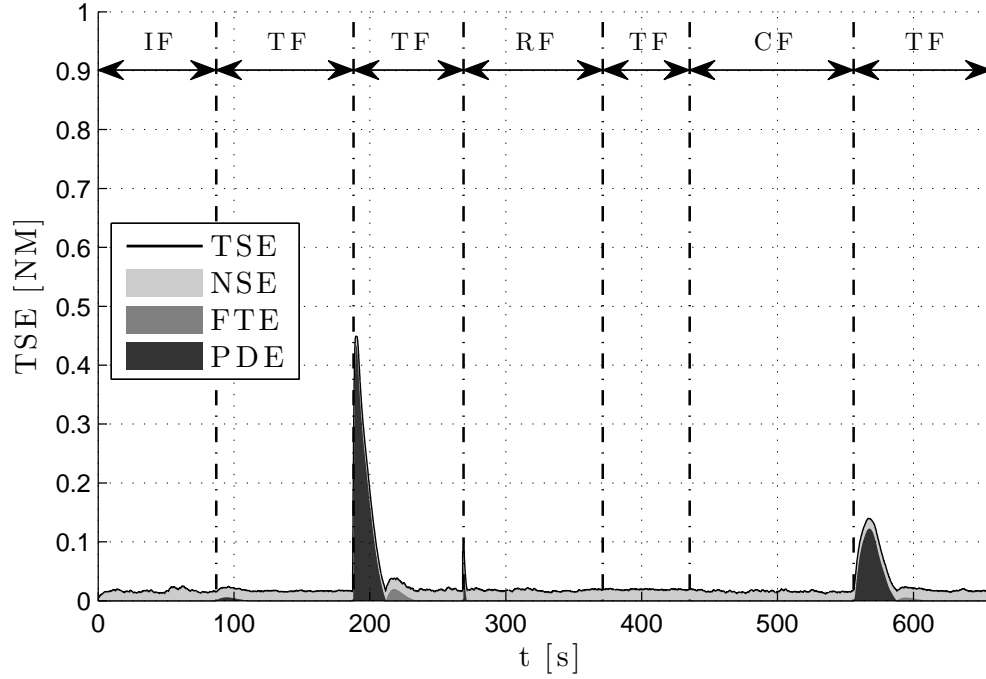
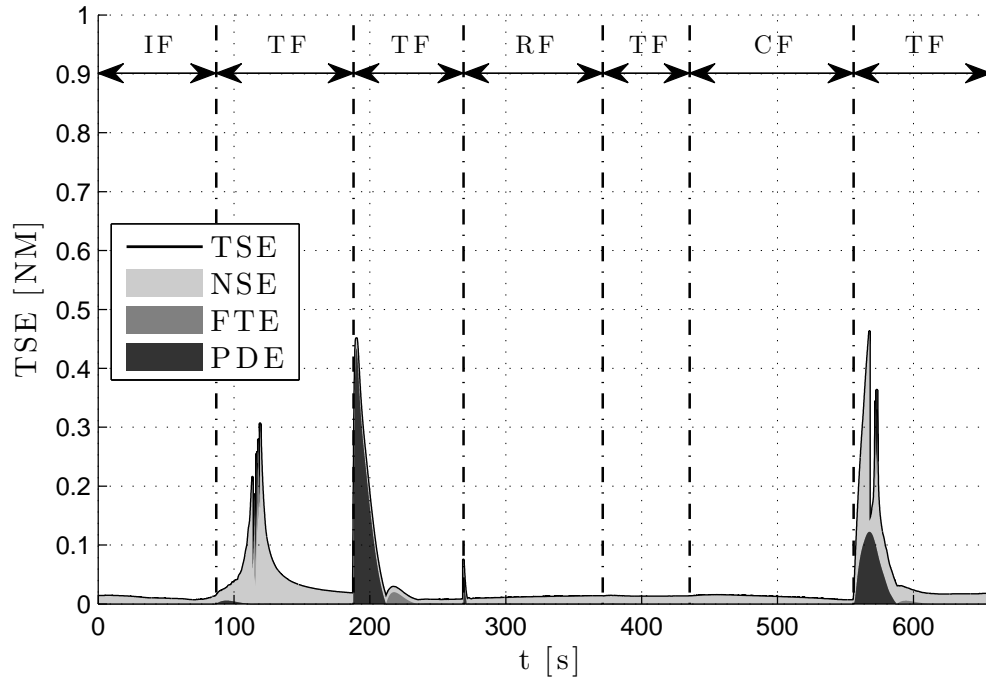


Figura 7.16: Evolución del FTE y PDE durante la simulación de la MISION-3.

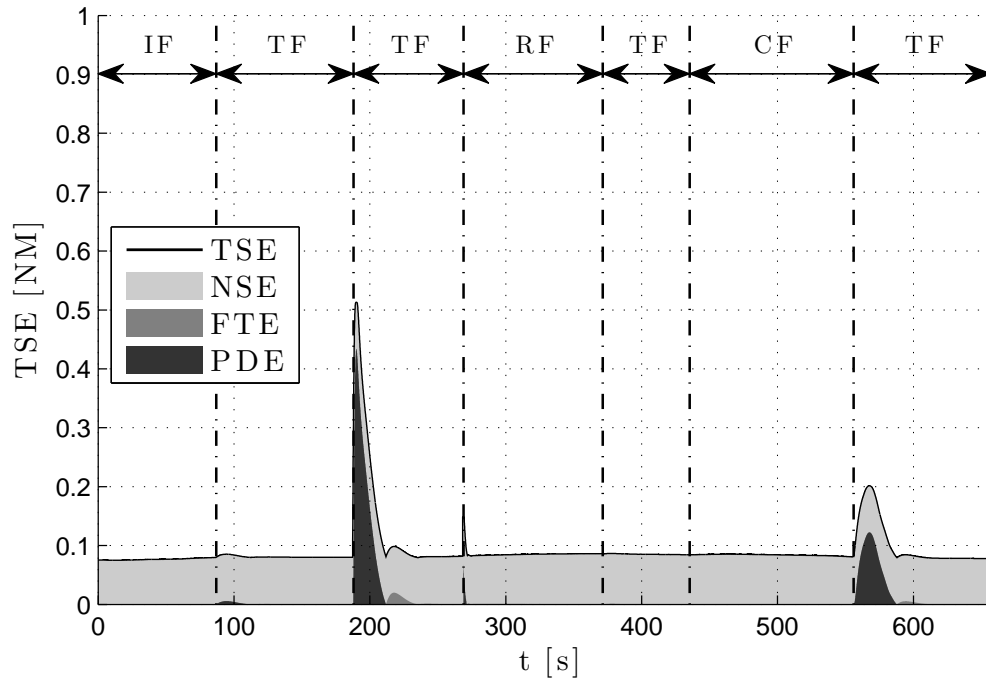
la aeronave se encuentra en una posición intermedia entre las dos radioayudas sintonizadas (VLC y CLS, ver Tabla 7.9), la solución al problema no es precisa y aumenta la incertidumbre de la estimación.



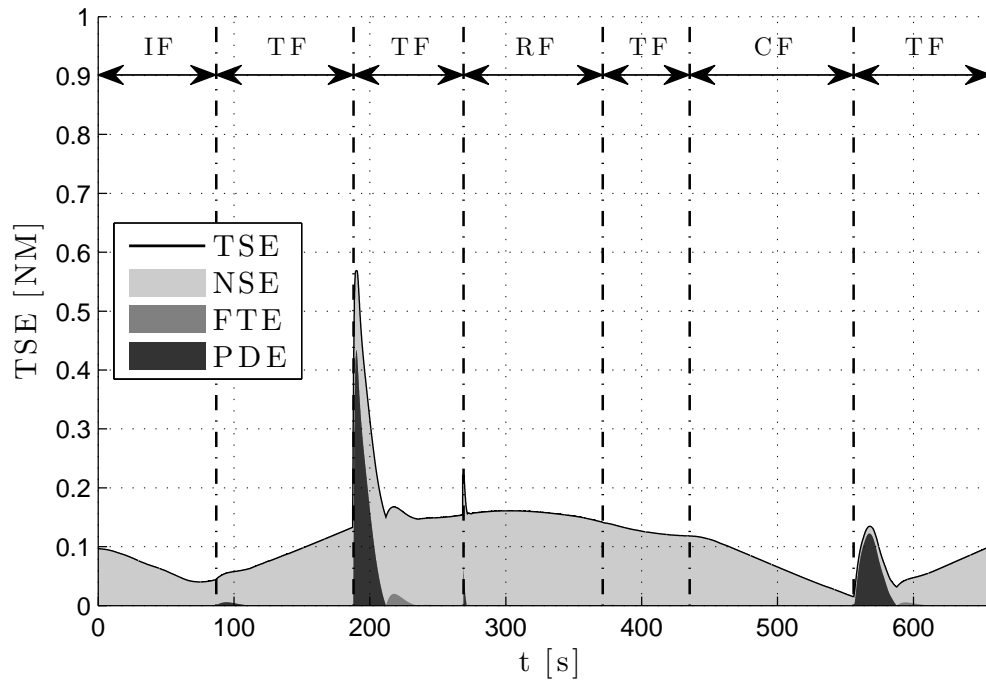
(a) TSE con navegación por satélite.



(b) TSE con navegación DME-DME sintonizando las radioayudas VLC y CLS.



(c) TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda VLC.



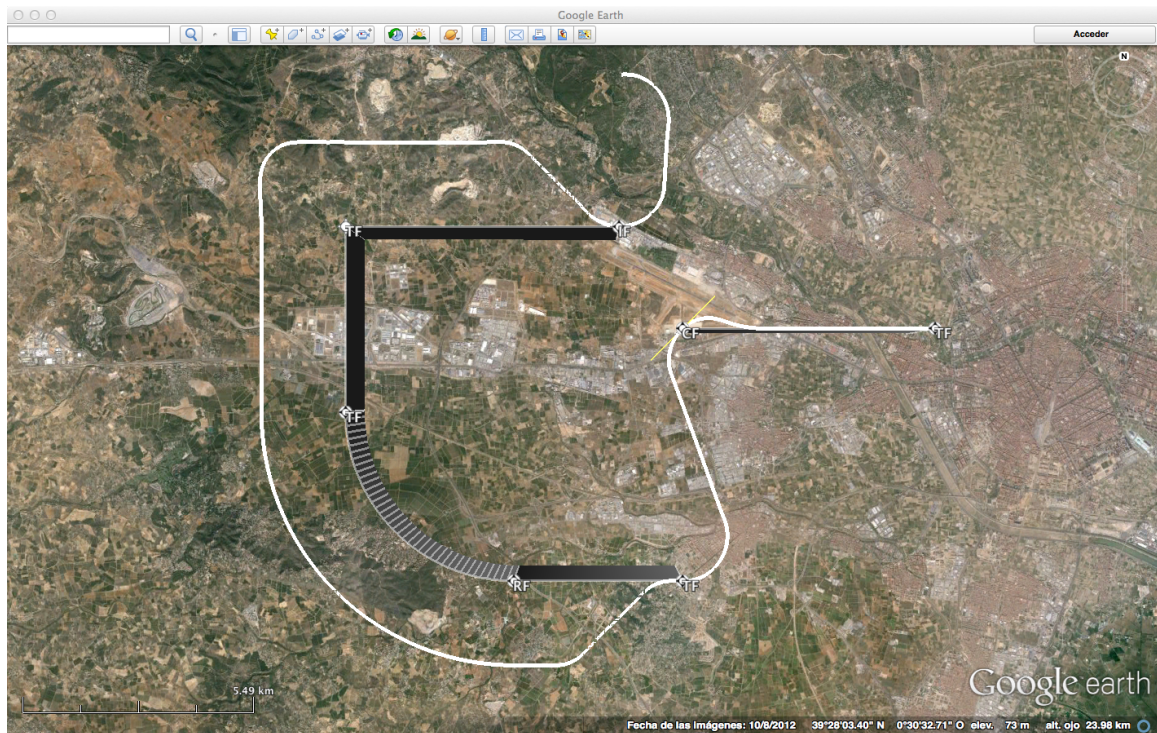
(d) TSE con navegación VOR-DME sintonizando la radioayuda CLS.

Figura 7.17: Evolución del TSE durante la simulación de la MISION-3.

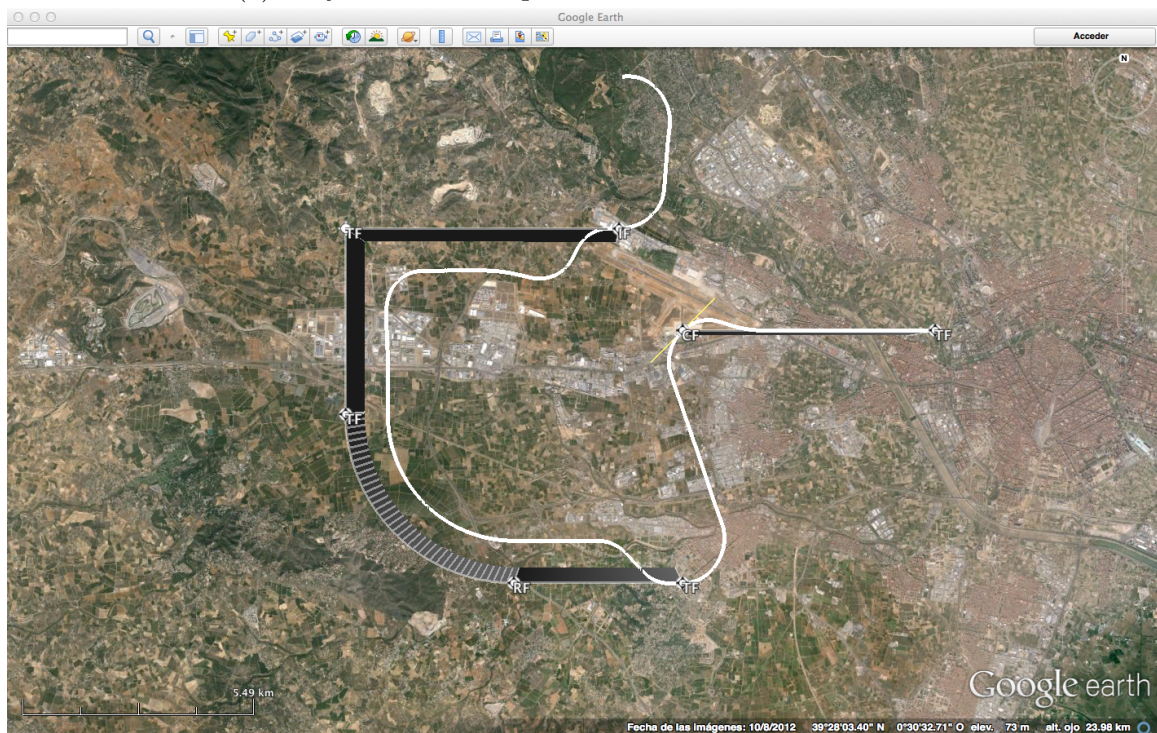
Rutas paralelas

La última función específica implementada de las requeridas para volar aplicaciones PBN es la capacidad de ejecutar rutas paralelas, siguiendo una trayectoria a una distancia lateral determinada de la ruta original. Como se mencionó en el Capítulo 6, [32] permite realizar este tipo de operación solamente durante los segmentos TF y RF, aunque por la implementación del sistema de gestión de la misión aquí presentado, también es posible aplicarla durante los tramos CA y FA. En este caso, la Figura 7.18 muestra la ejecución de la MISION-3 recibiendo dos comandos de offset distintos, el primero de 1 NM a la derecha de la ruta original (Figura 7.18a), y el segundo de 0,5 NM a la izquierda de la ruta original (Figura 7.18b).

La figura muestra que, una vez alcanzado la terminación IF en la que comienza la ruta definida, la aeronave comienza una maniobra de transición hasta alcanzar la distancia de separación lateral. Esta maniobra, como se mencionó en el Capítulo 6, es de tipo Dubins, lo que permite definir completamente las propiedades de la transición, pudiendo determinar la distancia necesaria para completarla. Esto es importante porque antes de realizar la transición hacia el offset, el sistema de control comprueba que el comando de offset permite realizar la ruta en condiciones de seguridad. Así, una vez terminada la transición hacia el offset, la ruta seguida se mantiene paralela a la original durante los siguientes tramos TF y RF. Sin embargo, en las figuras se observa que, durante el tercer tramo TF (después del tramo RF), el FMS comienza una maniobra de transición para cancelar la distancia de offset de forma automática. Esto es debido a que el siguiente tramo de la MISION-3, de tipo CF, no permite volar rutas paralelas. De este modo, el autopiloto se encarga de comprobar las condiciones de validez de la ruta paralela, y cancela automáticamente la separación lateral cuando la ruta no lo permite. Una vez terminado el segmento CF, el último tramo TF se vuela sobre la ruta original puesto que el comando de offset se ha reseteado y no se ha recibido ninguna nueva orden de separación.



(a) Trayectoria con requerimiento de offset de +1 NM.



(b) Trayectoria con requerimiento de offset de -0,5 NM.

Figura 7.18: Trayectoria de vuelo seguida durante la simulación de la MISION-3 ejecutando rutas paralelas.

Capítulo 8

Conclusiones y trabajo en curso

8.1. Conclusiones

En este trabajo se ha presentado el impacto de la navegación basada en prestaciones en el diseño de autopilotos. Para ello, se ha adaptado el banco de pruebas para autopilotos del grupo de investigación a unas condiciones de funcionamiento más realistas, implementando modelos de sensor que incluyen incertidumbre en la determinación de la posición y posibilidad de fallo. También se ha adaptado el FMS, llamado sistema RNAV o RNP en el contexto PBN, para cumplir con los requerimientos de las especificaciones de navegación, incluyendo la gestión de rutas definidas mediante terminaciones de trayectoria, la capacidad de volar tramos curvos o la posibilidad de seguir trayectorias a una distancia paralela de la ruta prevista. A continuación se presentan las conclusiones más importantes sobre el trabajo realizado.

Sistema de navegación

Respecto al sistema de navegación, se han estudiado las fuentes de error de cada sensor y se han implementado modelos que simulan el funcionamiento de los sistemas de navegación por satélite, de navegación basada en radioayudas terrestres y de navegación autónoma. Los resultados obtenidos muestran que la navegación por satélite proporciona mejores prestaciones durante la fase de vuelo en ruta, incluso sin utilizar los sistemas de aumentación. Pese a ello, OACI y Eurocontrol contemplan mantener la infraestructura de radioayudas terrestres funcionando como sistema *back-up* o de reserva.

Por ello, se ha implementado una arquitectura que garantice la integridad del sistema de navegación, utilizando las medidas redundantes de posición para mejorar la estimación y monitorizar posibles errores. Se trata de una arquitectura jerárquica que da prioridad a las lecturas del modelo GNSS por encima del resto. Sin embargo,

cuando la navegación por satélite no está disponible, el sistema utiliza una base de datos de navegación para estimar la posición a partir de las lecturas obtenidas de las radioayudas dentro de su rango de alcance. Por otra parte, esta arquitectura también es capaz de estimar la exactitud que maneja en cada momento en función de los sensores disponibles, de acuerdo con las aplicaciones PBN, y en concreto, las especificaciones RNP.

Para resolver la navegación basada en radioayudas se ha implementado la solución al problema $\rho - \rho$ y $\rho - \theta$. El método $\rho - \rho$ requiere al menos dos estaciones de tipo DME; la solución es más compleja y depende de la geometría del problema, pero la precisión obtenida es mayor. En cuanto al método $\rho - \theta$, puede resolviéndose utilizando una sola estación de tipo VOR-DME, pero incluye errores angulares, por lo que no se recomienda en aplicaciones PBN.

Sistema de guiado y gestión de vuelo

Respecto al sistema de guiado y gestión del vuelo, se ha partido del diseño realizado en trabajos previos del grupo de investigación para adaptarlo a las especificaciones de navegación PBN. Entre las modificaciones introducidas, resulta de especial importancia la capacidad de gestionar rutas definidas mediante las terminaciones de trayectoria recogidas en ARINC 424. Su importancia radica en que este estándar se ha adaptado para codificar la actualización de los procedimientos a aplicaciones PBN y permite definir trayectorias complejas a través de una secuencia de terminaciones cuyos parámetros de definición evitan ambigüedades en la interpretación de la ruta.

Existen un total de 23 terminaciones de trayectoria, de las cuales solamente 14 son válidas en aplicaciones RNAV y 4 en aplicaciones RNP. En este trabajo se han implementado 7 de ellas, entre las que se incluye la llamada *Radius to Fix*, que permite volar tramos curvos de radio definido. La capacidad de volar este tipo de segmentos es uno de los requisitos de la mayoría de especificaciones PBN y supone una evolución respecto a los anteriores paradigmas de navegación.

Otra de las funciones específicas para aplicaciones PBN que se ha implementado en el FMS es la posibilidad de realizar maniobras de transición fly-by hacia el siguiente segmento de ruta. Este tipo de maniobras optimizan la trayectoria seguida, anticipando la distancia a la que comienza el giro para evitar sobrepasar la ruta prevista. Sin embargo, contribuyen al error en la definición de la ruta, dando lugar a trayectorias poco previsibles o repetibles ya que dependen de la maniobrabilidad de la aeronave.

La última de las funciones específicas que se ha implementado es la capacidad de seguir trayectorias a una distancia paralela de la ruta prevista. Este procedimiento permite optimizar la capacidad del espacio aéreo y resolver situaciones tácticas durante el vuelo. Para implementar esta funcionalidad se ha tenido en cuenta el tipo de terminaciones de trayectoria que permiten seguir rutas en paralelo. Además, se han establecido unos mecanismos que garanticen la integridad de la operación, como tener en cuenta si los siguientes tramos de vuelo permiten mantener la distancia de separación o si existe suficiente distancia para realizar la maniobra de transición hacia la ruta paralela antes de alcanzar el siguiente punto de terminación.

Prestaciones de la plataforma de diseño

En el desarrollo de este trabajo se ha puesto de manifiesto el éxito de uno de los requerimientos de la plataforma diseñada durante los trabajos previos del grupo de investigación: la flexibilidad de la arquitectura ha permitido ampliar la funcionalidad del banco de pruebas, como la capacidad para interpretar misiones definidas mediante terminaciones de trayectoria, sin apenas modificar la estructura general del sistema.

Por otra parte, de acuerdo con las especificaciones de navegación RNP, se ha implementado un sistema para monitorizar el error total del sistema durante la simulación del vuelo. El error total del sistema, compuesto por los errores del sistema de navegación, el error técnico de vuelo y el error en la definición de la ruta, determina las prestaciones que es capaz de lograr la aeronave en el plano lateral teniendo en cuenta los sensores utilizados y el funcionamiento del sistema de guiado y control. De este modo, se ha podido determinar si el sistema completo desarrollado en este trabajo puede alcanzar la precisión requerida por cada especificación de navegación.

Los resultados obtenidos muestran que la principal contribución al error total del sistema es la incertidumbre del sistema de navegación, lo que deja ver la importancia de modelar el sistema de navegación para analizar el rendimiento del autopiloto. Pese a ello, cuando el autopiloto diseñado puede estimar la posición mediante navegación por satélite o por navegación DME-DME, las prestaciones logradas permiten satisfacer las especificaciones de navegación PBN más exigentes, acotando el error total por debajo de 0,3 NM durante más del 95 % del tiempo de vuelo.

8.2. Trabajo en curso

Sistema de navegación

Como parte del diseño del sistema de navegación, deben modelarse los restantes sensores encargados de estimar las variables necesarias para el sistema de control, como la velocidad de vuelo leída del tubo de Pitot, el variómetro, o las radioayudas para el guiado a lo largo de la senda de planeo en el aterrizaje (ILS).

Respecto a la navegación por satélite, existen algunas propuestas para simular las lecturas de los pseudo-rangos obtenidos según las efemérides de los satélites en línea de visión. Abordar este tipo de planteamiento con modelos orbitales permitiría obtener las medidas satelitales resolviendo las ecuaciones de navegación, utilizando por ejemplo el método de Bancroft, en vez del planteamiento actual, que consistía en añadir un modelo de ruido sobre las lecturas obtenidas del simulador de vuelo. Además, esta aproximación permitiría estimar la precisión del sistema a partir del factor GDOP, según la geometría de los satélites.

Respecto a la navegación por satélite, las especificaciones de navegación PBN incluyen el requisito de que el sistema de gestión del vuelo sea capaz de sintonizar de forma automática aquellas radioayudas que se encuentren dentro del radio de alcance de la aeronave. Por ello, debe diseñarse una herramienta capaz de determinar, a partir de la última posición conocida, qué radioayudas de la base de datos de navegación están en línea de visión. Una vez resuelto este problema, resulta interesante determinar qué combinación de ellas proporciona mejores geometrías para el problema de navegación $\rho - \rho$. Otro posible planteamiento puede basarse en realizar una planificación Round-Robin, resolviendo el problema de navegación con dos radioayudas distintas en cada iteración del bucle de control. De este modo, se puede utilizar la información redundante para filtrar los errores de medida y obtener una mejor estimación de posición.

Sistema de definición de la misión

Como se ha mencionado, el estándar para bases de datos de navegación ARINC 424 contempla 23 tipos de terminación de trayectoria, de los que solamente 14 se incluyen en especificaciones RNAV y 4 en RNP. Aunque en este trabajo se han implementado las más frecuentes, resulta interesante implementar las restantes terminaciones para lograr mayor funcionalidad y permitir ejecutar todo tipo de procedimientos de vuelo.

Resultan de especial importancia las terminaciones para circuitos de espera (HA, HF y HM), ya que forman parte de todos los procedimientos de aproximación al aeropuerto, además de que jugarán un papel fundamental en la integración de las aeronaves no tripuladas en el espacio aéreo no segregado.

Además, debe plantearse el diseño de una herramienta encargada de analizar la viabilidad del plan de vuelo definido, comprobando que las distancias entre waypoints satisfacen los criterios especificados en [29], que la secuenciación de path terminators es válida o que los escalones de altitud en la ruta se pueden alcanzar con un ángulo de la trayectoria vertical adecuado. También resultaría interesante definir una aplicación gráfica para la interfaz de usuario.

Por último, en un punto intermedio entre la especificación de la misión y el diseño del sistema de control se encuentra la posibilidad de trabajar con ventanas de altitud en el perfil vertical de la ruta. Es habitual que las cartas de navegación incluyan restricciones de tipo "sobrevuelo a una altitud o por encima de ella", "sobrevuelo a una altitud o por debajo de ella", o "sobrevuelo entre un intervalo de velocidades dado". Por ello, parece interesante incluir esta funcionalidad en el sistema de autopilotos y considerar, por ejemplo, que si la aeronave no puede alcanzar estos objetivos mediante vuelo rectilíneo, reaccione mediante un evento de tipo Orbit hasta la altitud de referencia.

Sistema de guiado y control. Funciones adicionales del autopiloto

Tal y como contempla el manual de la Navegación Basada en Prestaciones, la evolución de la gestión y el control del espacio aéreo se dirige hacia la llamada navegación 4-D, en la que se incluyen requisitos sobre el tiempo de paso por cada uno de los puntos de ruta. La posibilidad de incluir este tipo de especificaciones sobre el control de la misión permitirá optimizar la capacidad del espacio aéreo. Para ello, se debe incluir en el sistema de control la gestión de la velocidad de vuelo a partir de la estimación del tiempo de llegada a los distintos puntos de referencia, teniendo en cuenta las condiciones de viento de la zona. Además, también debe gestionar los niveles de vuelo para optimizar el consumo de combustible a la velocidad de crucero. En los trabajos previos ya se incluía el control de la palanca de gases del motor para cumplir con las velocidades de paso para cada waypoint. Sin embargo, hasta ahora las velocidades de referencia se definían como parte del plan de vuelo y no con criterios de tiempo de llegada.

Como parte de los requisitos que exigen los estándares de aeronavegabilidad para los sistemas embarcados, se deben considerar los mecanismos necesarios para proteger la envolvente de vuelo. Esto supone definir los diagramas Velocidad-Altitud de vuelo y Velocidad-Factor de carga para limitar las actuaciones y garantizar que la aeronave se encuentre dentro de los límites de seguridad. Así, se deben establecer límites sobre el rango de variables de vuelo como el ángulo de ataque o la velocidad de vuelo. Actualmente, la implementación del sistema de control ya incluye límites sobre el ángulo de alabeo y el ángulo de la trayectoria vertical, pero deben considerarse los límites del resto de parámetros.

Por último, se están implementando los modos de control automático para el despegue y el aterrizaje con viento cruzado. En los trabajos previos ya se había programado el aterrizaje, controlando la distancia lateral y longitudinal a la senda de planeo. Sin embargo, esta implementación no presentaba buenos resultados cuando el aterrizaje se producía en condiciones de viento ya que la aeronave compensaba su efecto girando el morro según el llamado triángulo de velocidades. Puesto que la aeronave debe tocar el suelo alineada con el eje de pista para no dañar el tren de aterrizaje, y con las alas planas para evitar que choquen contra el suelo, la maniobra de aterrizaje se debe dividir en las fases de *de-roll*, *de-yaw* y *flare*. Además, para el movimiento en tierra a lo largo de la pista, bien en el despegue, bien tras el aterrizaje, el sistema de control debe guiar la aeronave a partir de la dirección de la rueda delantera del tren de aterrizaje y no mediante el timón de cola como se hacía hasta ahora.

Deployment de la plataforma a una arquitectura de Tiempo Real

Una de las principales líneas de investigación del grupo de trabajo es el desarrollo de XtratuM, un hipervisor de tiempo real para basado en gran medida en el concepto IMA (*Integrated Modular Avionics*). Las arquitecturas IMA, estandarizadas por ARINC 653, se basan en el concepto de particionado, que permite proteger y separar las aplicaciones del sistema tanto desde el punto de vista espacial como temporal. XtratuM soporta la ejecución de diferentes sistemas operativos. En el trabajo previo [22] se desarrollaron una serie de herramientas que permitían portar los diseños software desarrollados en Simulink de forma automática a Partikle, un sistema operativo de tiempo real (RTOS) desarrollado en la Universidad Politécnica de Valencia. Uno de los trabajos que están siendo llevados a cabo actualmente consiste en portar el sistema de autopilotos a LithOS, un RTOS para arquitecturas particionadas basadas

en ARINC 653. Para ello, se están desarrollando los archivos TLC (*Target Language Compiler*) correspondientes, que determinan la forma en que se genera el código de la aplicación a través de Simulink Coder.

Bibliografía

- [1] AENA. Aeronautical Information Service - Spanish airports and airspace (online). <http://www.aena.es/csee/Satellite/navegacion-aerea/es/Page/1078418725163>, May 2012.
- [2] David Allerton. *Principles of flight simulation*. John Wiley & Sons, Inc., 1st edition, 2009.
- [3] ARINC. *Navigation System Database. ARINC specification 424*, 1975.
- [4] V. Babic. *RNAV training manual*. PPL/IR Europe, June 2008.
- [5] K. Burnside. GPS accuracy specifications (online). <http://techchannel.radioshack.com/gps-accuracy-specifications-2222.html>, February 2014.
- [6] R. P. G. Collinson. *Introduction to avionics systems*. Chapman & Hall, 2nd edition, 2002.
- [7] LS Crawford, V Sharma, and PK Menon. Numerical synthesis of a failure-tolerant, nonlinear adaptive autopilot. In *IEEE International Conference on Control Applications*. IEEE, 2000.
- [8] Cross Country Flying Magazine. GPS versus barometric altitude: the definitive answer (online). <http://www.xcmag.com/2011/07/gps-versus-barometric-altitude-the-definitive-answer>, February 2014.
- [9] T. Driver. Long-term prediction of GPS accuracy: Understanding the fundamentals. In *ION GNSS 20th International Technical Meeting of the Satellite Division*, 2007.
- [10] Guillaume J.J. Ducard. *Fault-tolerant flight control and guidance systems*. Springer-Verlag, London, 1st edition, 2009.

- [11] Elkaim, G. H. A brief introduction to the Global Positioning System. In *CMPE 259 - Sensor Networks*. University of California, Santa Cruz, February 2005.
- [12] EUROCONTROL. *Eurocontrol standard document for Area Navigation equipment, operational requirements and functional requirements*, December 1998.
- [13] EUROCONTROL. Development and validation of procedures. In *ICAO PBN Seminar*, 2013.
- [14] EUROCONTROL. *European Airspace Concept Handbook for PBN Implementation*, June 2013.
- [15] EUROCONTROL. *Introducing Performance Based Navigation (PBN) and Advanced RNP (A-RNP)*, January 2013.
- [16] EUROCONTROL. AIRAC Dates (online). http://www.nm.eurocontrol.int/RAD/common/airac_dates.html, August 2014.
- [17] EUROCONTROL. ARINC 424 Specification (online). <https://www.eurocontrol.int/articles/arinc424-specification>, August 2014.
- [18] F. G. Lemoine, S. C. Kenyon, J. K. Factor, R.G. Trimmer, N. K. Pavlis, D. S. Chinn, C. M. Cox, S. M. Klosko, S. B. Luthcke, M. H. Torrence, Y. M. Wang, R. G. Williamson, E. C. Pavlis, R. H. Rapp and T. R. Olson. *Earth Gravitational Model 1996*. NASA Goddard Space Flight Center, Maryland, USA, July 1998.
- [19] Federal Aviation Administration. *Instrument flying handbook*. U.S. Department of Transportation, 2008.
- [20] Federal Aviation Administration. *Instrument procedures handbook*. U.S. Department of Transportation, 2014.
- [21] B. Fons-Albert. *Sistema de navegaci3n basado en integraci3n de INS y GPS sobre tel3fono m3vil*. Final Degree Project, Universitat Polit3cnica de Val3ncia, July 2011.
- [22] B. Fons-Albert. Plataforma para dise1o y ejecuci3n de aplicaciones de avi3nica. Master's thesis, Universitat Polit3cnica de Val3ncia, September 2013.
- [23] Garmin Ltd. Garmin GNS 430/430A specifications (online). https://www8.garmin.com/specs/GNS430_rev0303.pdf, February 2014.

- [24] D. Gebre-Egziabher, J.D. Powell, and P. Enge. A dme based area navigation systems for gps/waas interference mitigation in general aviation applications. In *Position Location and Navigation Symposium*. IEEE, 2000.
- [25] S. Glavaski, M. Elgersma, M. Dorneich, and P. Lommel. Failure accommodating aircraft control. In *American Control Conference*. IEEE, 2002.
- [26] Google. KML Reference (online). <https://developers.google.com/kml/documentation/kmlreference?hl=es>, 2012.
- [27] Hernando Guadaño, M. L. *Real-time determination of airspace wind speed field based on FDR*. PhD thesis, Universidad Politécnica de Madrid, May 2014.
- [28] S. Hobbs. *Sensors and data fusion*. Cranfield Space Research Center, Cranfield University.
- [29] International Civil Aviation Organization (ICAO). *Procedures for Air Navigation Services. Aircraft Operations*, 5th edition, 2006.
- [30] International Civil Aviation Organization (ICAO). *Aeronautical Information Services*, 13th edition, July 2010.
- [31] International Civil Aviation Organization (ICAO). *Manual on the use of Performance-based Navigation (PBN) in Airspace design*, 1st edition, 2013.
- [32] International Civil Aviation Organization (ICAO). *Performance-based Navigation (PBN) Manual*, 4th edition, 2013.
- [33] G. Jackson and C. Crocker. The use of altimeters in height measurement (online). <http://www.hills-database.co.uk/altim.html>, March 2014.
- [34] A. Lawrence. *Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control*. Springer New York, 2nd edition, 1998.
- [35] Jing Li, Jiande Wu, Junfeng Hou, Yugang Fan, and Xiaodong Wang. Fault-Tolerant Integrated Navigation Algorithm of the Federal Kalman Filter. In *Advances in Future Computer and Control Systems*. Springer, 2012.
- [36] Shuyu Li, Yude Ni, and Na Cai. Optimal strategy of dme beacon distribution for dme/dme area navigation. In *IEEE 11th International Conference on Signal Processing (ICSP)*. IEEE, 2012.

- [37] D. Maier and A. Kleiner. Improved GPS sensor model for mobile robots in urban terrain. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. IEEE, 2010.
- [38] J. C. McMillan. A GPS attitude error model for Kalman filtering. In *Position Location and Navigation Symposium*. IEEE, 1994.
- [39] J. Mehaffey, J. Yeazel, S. Penrod, and A. Deiss. Altitude accuracy (online). <http://gpsinformation.net/main/altitude.htm>, February 2014.
- [40] G. Palmerini. Sistemi satellitari di radionavigazione. Lecture notes of Guida e Navigazione Aerea, Università di Roma-La Sapienza, 2010.
- [41] B.W. Parkinson and J.J. Spilker. *Global Positioning System: Theory and Applications*. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1996.
- [42] Portland State Aerospace Society. *A quick derivation relating altitude to air pressure*, 2004.
- [43] J. Rankin. GPS and Differential GPS: an error model for sensor simulation. In *Position Location and Navigation Symposium*. Institute of electrical & electronics engineers, 1994.
- [44] Lucio R. Ribeiro and Neusa Maria R. Oliveira. UAV autopilot controllers test platform using Matlab/Simulink and X-Plane. In *40th ASEE/IEEE Frontiers in Education Conference*, Washington, October 2010. IEEE.
- [45] A. M. Sabatini and V. Genovese. A stochastic approach to noise modeling for barometric altimeters. *Sensors Journal*, November 2013.
- [46] F.J. Sáez Nieto. *Navegación Aérea: posicionamiento, guiado y gestión del tráfico aéreo*. Ibergarceta, 2012.
- [47] Dagoberto J. Salazar Hernández. *Navegación aérea, cartografía y cosmografía*. Universitat Politècnica de Catalunya, 6th edition, 2008.
- [48] SKYbrary. Altimetry System Error (online). http://www.skybrary.aero/index.php/Altimetry_System_Error, March 2014.
- [49] C. R. Spitzer. *The avionics handbook*. CRC Press, 1st edition, 2001.

- [50] D. Titterton, J.L. Weston, and Institution of Electrical Engineers. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. Institution of Engineering and Technology, 2nd edition, 2004.
- [51] United States Department of Defense. *World Geodetic System 1984: Its definition and relationships with Local Geodetic Systems*, 3rd edition, January 2000.
- [52] Universidade de Sao Paulo, Escola Superior de Agricultura. GPS position accuracy (online). <http://www.leb.esalq.usp.br/disciplinas/Molin/leb447/Arquivos/GNSS/ArtigoAcuraciaGPSsemAutor.pdf>, February 2014.
- [53] H. Usach-Molina. *Banco de pruebas para el diseño de autopilotos*. Final Degree Project, Universitat Politècnica de València, July 2012.
- [54] J. Van Sickle. *GPS for land surveyors*. Taylor & Francis, 3rd edition, 2001.
- [55] J. G. Webster, editor. *The measurement instrumentation and sensors handbook*. CRC Press/IEEE Press, 1st edition, 1999.
- [56] X-Plane Airport & Navigation Data. X-Plane navigation data file specification (online). http://data.x-plane.com/file_specs/XP%20NAV810%20Spec.pdf, March 2014.
- [57] Hongsheng Zhao, Xiaohao Xu, Jun Zhang, Yanbo Zhu, Chuansen Yang, and Sheng Hong. Lateral flight technical error estimation model for performance based navigation. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011.

Apéndice A

El simulador de vuelo X-Plane

La plataforma de trabajo utilizada para desarrollar el presente documento y los restantes proyectos del grupo de trabajo se basan en conectar la aplicación de aviónica diseñada al simulador de vuelo X-Plane. El simulador de vuelo ejecuta el modelo dinámico de una serie de aeronaves, permitiendo analizar la respuesta del vehículo a las entradas de control. Las entradas pueden ser manuales, mediante joysticks, teclados, cuernos o pedales de mando, o calculadas por un sistema de control automático y enviadas al simulador mediante una conexión en red. X-Plane permite la lectura y escritura de alguna de sus variables internas accediendo al llamado árbol de propiedades del simulador. De este modo, es posible obtener lecturas de variables de estado u otras señales internas al propio simulador, como datos del terreno, de las radioayudas sintonizadas, condiciones atmosféricas, etc., así como escribir las acciones de control de los elevadores, alerones, timón de cola y la palanca de gases del motor.

La interfaz con el simulador ya ha sido descrita en los trabajos previos [53] y [22], así como en otros documentos ya mencionados ([44]). Para definir la comunicación UDP entre el simulador y el sistema de control se deben configurar una serie de parámetros:

- Las direcciones IP y los puertos de destino de las máquinas que ejecutan el simulador y el sistema de control (por cuestiones de rendimiento, conviene ejecutarlas en máquinas separadas).
- La frecuencia de muestreo y de control.
- Los datos que se van a recibir del simulador. Para ello existe una ventana gráfica, mostrada en la Figura A.1, donde pueden seleccionarse una serie de ítems que a su vez contienen un array de variables del árbol de propiedades del simulador. Por ejemplo, el conjunto de datos 17 contiene los ángulos de Euler

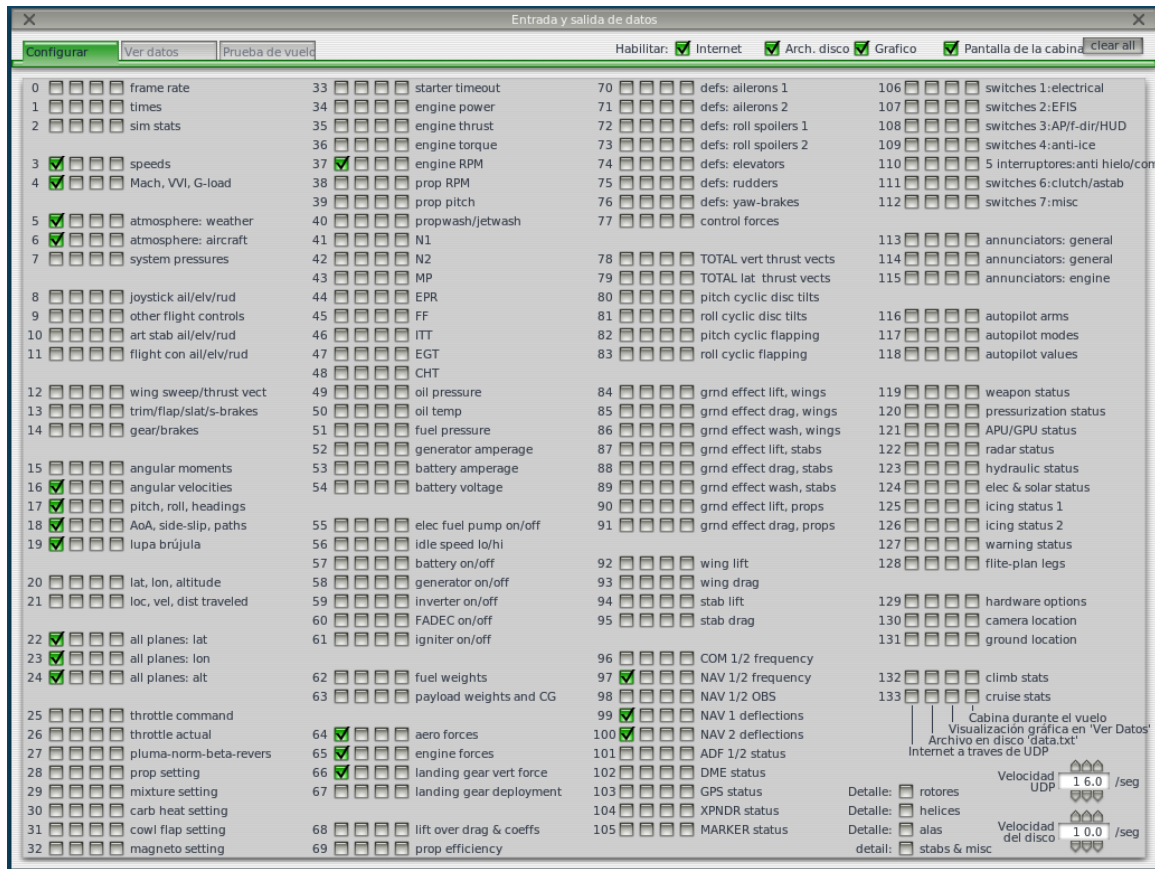


Figura A.1: Pantalla de configuración de las variables de salida en X-Plane.

de la aeronave, es decir, proporciona las lecturas del ángulo de alabeo, cabeceo y guiñada. El conjunto de datos transmitidos necesarios para construir el banco de pruebas diseñado en el presente trabajo, incluyendo los subsistemas de navegación, guiado y control, se recogen en la Tabla A.1.

En cuanto al conjunto de datos recibidos del simulador, los cambios más significativos respecto a la configuración previa de la plataforma se encuentra en la información adicional necesaria para construir el sistema de navegación. Como se ha ido mencionado a lo largo del presente documento, las aplicaciones previas utilizaban la información de posición recibida del simulador como si proviniese de un sensor ideal de navegación por satélite. En cambio, en este caso se pretende modelar los distintos sensores de navegación, incluyendo GNSS, radioayudas terrestres, sensores inerciales y altímetro barométrico. Por ello, se han añadido las lecturas de los datos referentes a las fuerzas específicas sobre la aeronave para la navegación inercial, las medidas de

¹Sistema de referencia

Tabla A.1: Lecturas recibidas del simulador de vuelo X-Plane.

Ítem	Posición	Variable
3	6	Velocidad indicada (mph)
	7	Velocidad verdadera (mph)
	8	Velocidad respecto al suelo (mph)
4	5	Aceleración en eje Z del s.d.r. ¹ cuerpo (m/s^2)
	6	Aceleración en eje X del s.d.r. cuerpo (m/s^2)
	7	Aceleración en eje Y del s.d.r. cuerpo (m/s^2)
5	4	Velocidad del viento (mph)
	5	Dirección del viento (deg)
6	1	Presión atmosférica (inHg)
16	1	Velocidad angular de cabeceo (rad/s)
	2	Velocidad angular de alabeo (rad/s)
	3	Velocidad angular de guiñada (rad/s)
17	1	Ángulo de cabeceo (deg)
	2	Ángulo de alabeo (deg)
	3	Ángulo de guiñada (deg)
18	1	Ángulo de ataque (deg)
	2	Ángulo de deslizamiento (deg)
	3	Ángulo de la trayectoria horizontal respecto al suelo (deg)
	4	Ángulo de la trayectoria vertical (deg)
19	2	Variación magnética (deg)
22	1	Coordenada de latitud (deg)
23	1	Coordenada de longitud (deg)
24	1	Altitud de vuelo (ft AMSL)
37	1	Velocidad de giro del motor (rpm)
64	2	Fuerza de resistencia (lbf)
66	1	Aceleración del tren de aterrizaje delantero (m/s^2)
	2	Aceleración del tren de aterrizaje trasero izquierdo (m/s^2)
	3	Aceleración del tren de aterrizaje trasero derecho (m/s^2)
97	1	Frecuencia sintonizada en NAV1 ($\text{MHz} \times 100$)
	5	Frecuencia sintonizada en NAV2 ($\text{MHz} \times 100$)
99	1	Tipo de radioayuda sintonizada en NAV1 (ver [56])
	3	Marcación absoluta hacia la radioayuda NAV1 (deg)
	5	Distancia absoluta hasta la radioayuda NAV1 (NM)
100	1	Tipo de radioayuda sintonizada en NAV2 (ver [56])
	3	Marcación absoluta hacia la radioayuda NAV2 (deg)
	5	Distancia absoluta hasta la radioayuda NAV2 (NM)



Figura A.2: Cabina de la Cessna 172P en X-Plane. Se muestra en detalle la pila de radio de la aeronave.

distancia y marcación a las radioayudas sintonizadas y la presión atmosférica para el altímetro barométrico.

Respecto a la navegación basada en radioayudas, X-Plane simula en la cabina de cada aeronave dos sistemas de radio donde sintonizar el conjunto de radioayudas disponibles. La Figura A.2 muestra la cabina de una Cessna 172P -la aeronave utilizada en el diseño del presente documento-, representando en detalle la pila de radio y destacando en el recuadro amarillo los dos diales de sintonización. En cuanto a esta cuestión, [32] especifica que el sistema de gestión del vuelo debe ser capaz de sintonizar de forma automática las radioayudas que estén dentro del rango de alcance de la aeronave. Sin embargo, actualmente la frecuencia de cada baliza debe introducirse de forma manual a través de los elementos destacados en la pantalla, quedando para próximos trabajos la sintonización automática.

Apéndice B

Cartas de navegación

Las siguientes páginas muestran las cartas de navegación de llegada normalizada (*Standard Arrival*, STAR) y de aproximación por instrumentos (*Instrument Approach Chart*, IAC) ILS Z a la pista 12 del aeropuerto de Valencia (LEVC, según el código OACI). Fuente: [1].

CARTA DE LLEGADA NORMALIZADA
VUELO POR INSTRUMENTOS (STAR)-OACI

TA 6000

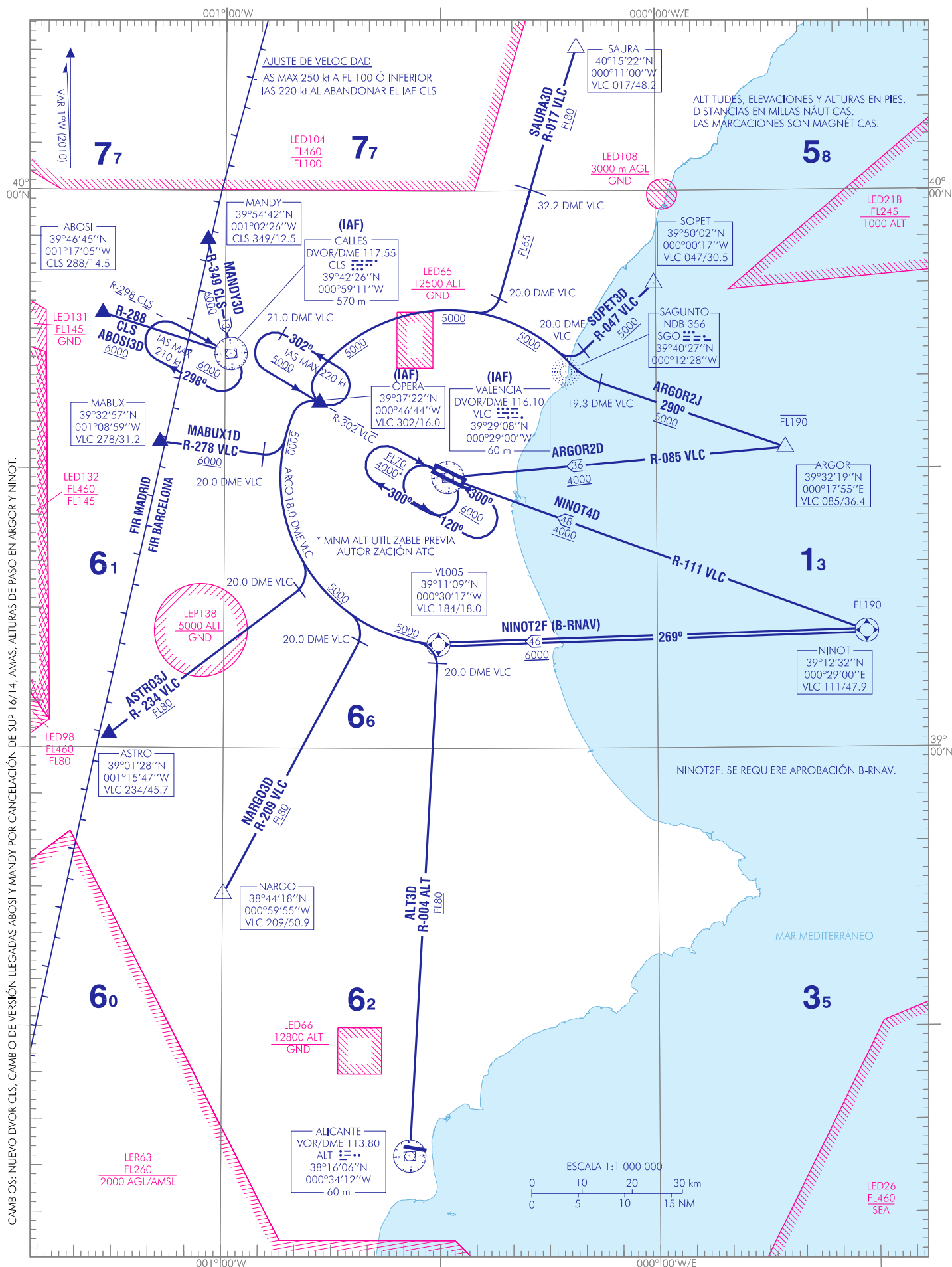
APP 120.100
TWR 118.550

ABOSI3D
ASTRO3J
NINOT4D

ALT3D
MABUX1D
NINOT2F

ARGOR2D
MANDY3D
SAURA3D

ARGOR2J
NARGO3D
SOPET3D



CAMBIOS: NUEVO DVOR CLS, CAMBIO DE VERSIÓN LLEGADAS ABOSI Y MANDY POR CANCELACIÓN DE SUP 16/14, AMAS, ALTURAS DE PASO EN ARGOR Y NINOT.

VALENCIA AD

LLEGADAS NORMALIZADAS POR INSTRUMENTOS (STAR)

PISTA 12

➔ LLEGADA ABOSI TRES DELTA (ABOSI3D)

Tráfico procedente de: M/UM-871.
ABOSI, DVOR/DME CLS (IAF).

LLEGADA ALICANTE TRES DELTA (ALT3D). Sujeta a la actividad de la LED66.

Tráfico procedente de: B-46, L/UL-150, UN-851, W-810.
VOR/DME ALT, R-004 ALT / 20,0 DME VLC, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

LLEGADA ARGOR DOS DELTA (ARGOR2D)

Tráfico procedente de: A-33, UN-733.
ARGOR, VOR/DME VLC (IAF).

LLEGADA ARGOR DOS JULIETT (ARGOR2J). Sujeta a la actividad de la LED65.

Tráfico procedente de: A-33, UN-733.
ARGOR, 290° SGO / 19,3 DME VLC, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

LLEGADA ASTRO TRES JULIETT (ASTRO3J)

Tráfico procedente de: B-28, L/UL-150, UM-985.
ASTRO, R-234 VLC / 20,0 DME VLC, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

LLEGADA MABUX UNO DELTA (MABUX1D)

Tráfico procedente de: M/UM-871.
MABUX, R-278 VLC / 20,0 DME VLC, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

➔ LLEGADA MANDY TRES DELTA (MANDY3D)

Tráfico procedente de: R-29, UM-176.
MANDY, DVOR/DME CLS (IAF).

LLEGADA NARGO TRES DELTA (NARGO3D)

Tráfico procedente de: G-850, UN-860.
NARGO, R-209 VLC / 20,0 DME VLC, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

LLEGADA NINOT CUATRO DELTA (NINOT4D)

Tráfico procedente de: G-30, UM-134.
NINOT, DVOR/DME VLC (IAF).

LLEGADA NINOT DOS FOXTROT (NINOT2F) B-RNAV. Se requiere aprobación B-RNAV.

Tráfico procedente de: G-30, UM-134.
NINOT, VL005, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

LLEGADA SAURA TRES DELTA (SAURA3D). Sujeta a la actividad de la LED65.

Tráfico procedente de: A-34, UN-860.
SAURA, R-017 VLC / 20,0 DME VLC, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

LLEGADA SOPET TRES DELTA (SOPET3D). Sujeta a la actividad de la LED65.

Tráfico procedente de: B-28, UM-985.
SOPET, R-047 VLC / 20,0 DME VLC, ARCO 18,0 DME VLC, OPERA (IAF).

STANDARD INSTRUMENT ARRIVALS (STAR).

RUNWAY 12

ABOSI THREE DELTA ARRIVAL (ABOSI3D)

Traffic arriving from: M/UM-871.
ABOSI, DVOR/DME CLS (IAF).

ALICANTE THREE DELTA ARRIVAL (ALT3D). Subject to LED66 activity.

Traffic arriving from: B-46, L/UL-150, UN-851, W-810.
VOR/DME ALT, R-004 ALT / 20.0 DME VLC, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

ARGOR TWO DELTA ARRIVAL (ARGOR2D)

Traffic arriving from: A-33, UN-733.
ARGOR, VOR/DME VLC (IAF).

ARGOR TWO JULIETT ARRIVAL (ARGOR2J). Subject to LED65 activity.

Traffic arriving from: A-33, UN-733.
ARGOR, 290° SGO / 19.3 DME VLC, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

ASTRO THREE JULIETT ARRIVAL (ASTRO3J)

Traffic arriving from: B-28, L/UL-150, UM-985.
ASTRO, R-234 VLC / 20.0 DME VLC, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

MABUX ONE DELTA ARRIVAL (MABUX1D)

Traffic arriving from: M/UM-871.
MABUX, R-278 VLC / 20.0 DME VLC, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

MANDY THREE DELTA ARRIVAL (MANDY3D)

Traffic arriving from: R-29, UM-176.
MANDY, DVOR/DME CLS (IAF).

NARGO THREE DELTA ARRIVAL (NARGO3D)

Traffic arriving from: G-850, UN-860.
NARGO, R-209 VLC / 20.0 DME VLC, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

NINOT FOUR DELTA ARRIVAL (NINOT4D)

Traffic arriving from: G-30, UM-134.
NINOT, DVOR/DME VLC (IAF).

NINOT TWO FOXTROT ARRIVAL (NINOT2F) B-RNAV. B-RNAV approval required.

Traffic arriving from: G-30, UM-134.
NINOT, VL005, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

SAURA THREE DELTA ARRIVAL (SAURA3D). Subject to LED65 activity.

Traffic arriving from: A-34, UN-860.
SAURA, R-017 VLC / 20.0 DME VLC, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

SOPET THREE DELTA ARRIVAL (SOPET3D). Subject to LED65 activity.

Traffic arriving from: B-28, UM-985.
SOPET, R-047 VLC / 20.0 DME VLC, ARC 18.0 DME VLC, OPERA (IAF).

VALENCIA
ILS Z
RWY 12



GS		kt	80	100	120	140	160	180				
FAP-THR: 7.7 NM		min:s	5:47	4:38	3:51	3:18	2:53	2:34				
FAF-MAPT:		min:s										
ROD: 5.2%		ft/min	425	531	637	743	849	955				
ALT/HGT DME (ILS) FNA												
13 DME	12 DME	11 DME	10 DME	9 DME	8 DME	7 DME	6 DME	5 DME	4 DME	3 DME	2 DME	1 DME
						2570 (2330)	2240 (2000)	1910 (1670)	1580 (1340)	1260 (1020)	940 (700)	620 (380)